

AST-AP

INFORMATION REPORT INFORMATION REPORT

CENTRAL INTELLIGENCE AGENCY

This material contains information affecting the National Defense of the United States within the meaning of the Espionage Laws, Title 18, U.S.C. Secs. 793 and 794, the transmission or revelation of which in any manner to an unauthorized person is prohibited by law.

C-O-N-F-I-D-E-N-T-I-A-L

25X1

COUNTRY East Germany

REPORT

SUBJECT East German Aviation Magazine
Deutsche Flugtechnik

DATE DISTR. 18 APR 1958

NO. PAGES 1

REFERENCES RD

DATE OF
INFO.

25X1

PLACE &
DATE ACQ.

25X1

SOURCE EVALUATIONS ARE DEFINITIVE. APPRAISAL OF CONTENT IS TENTATIVE.

three issues of the
East German technical aviation magazine Deutsche Flugtechnik,
dated 2 June 1957, July/August 1957, and September/December 1957.

The attachment is unclassified.

25X1

C-O-N-F-I-D-E-N-T-I-A-L

25X1

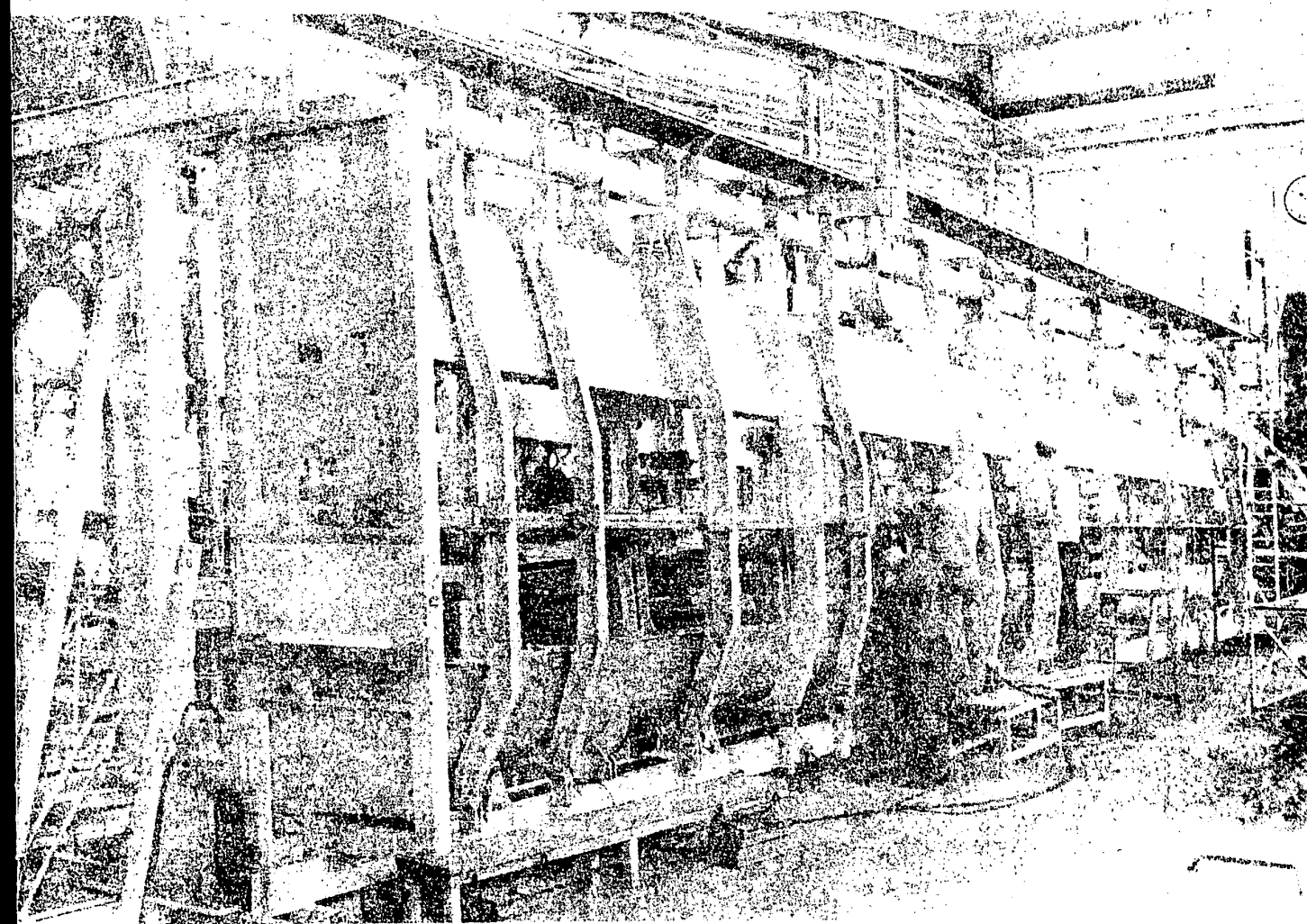
| | | | | | | | | | | | | | | | | |
|-------|-------------------------------------|------|-------------------------------------|------|-------------------------------------|-----|-------------------------------------|-----|-------------------------------------|-----|--|--|--|--|--|--|
| STATE | <input checked="" type="checkbox"/> | ARMY | <input checked="" type="checkbox"/> | NAVY | <input checked="" type="checkbox"/> | AIR | <input checked="" type="checkbox"/> | FBI | <input checked="" type="checkbox"/> | AEC | | | | | | |
|-------|-------------------------------------|------|-------------------------------------|------|-------------------------------------|-----|-------------------------------------|-----|-------------------------------------|-----|--|--|--|--|--|--|

(Note: Washington distribution indicated by "X"; Field distribution by "#".)

INFORMATION REPORT INFORMATION REPORT

DEUTSCHE flugtechnik

MITTEILUNGEN ZUR FACHLICHEN INFORMATION
FÜR DIE MITARBEITER DER LUFTFAHRTINDUSTRIE
DER DEUTSCHEN DEMOKRATISCHEN REPUBLIK



Außere Tragflügel für die IL 14 P in der Bauvorrichtung

AUS DEM INHALT

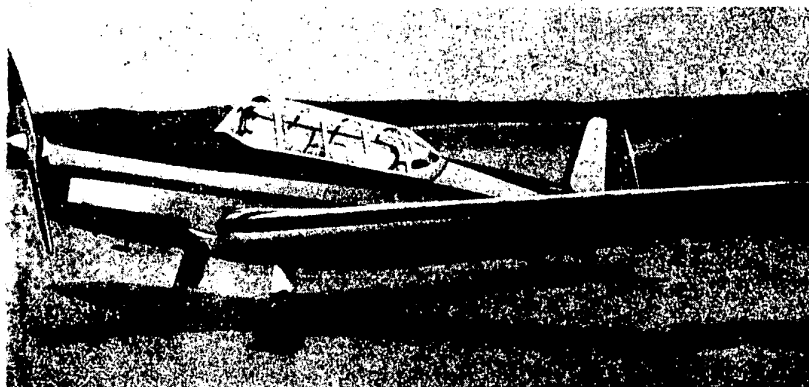
Flugzeuge über dem Pol — Rottlebenscharakter im Unterschallbereich — Entwicklungs-
stand der Segelflugzeuge — Flugzeugfahrwerke — Flugzeugengpass — Prüfung von
Bordgeräten — Startflügelkreuzer — Bezeichnungssysteme für Luftfahrt-Werkstoffe —
Vorrichtungen im Flugzeug — Ein Abnehmer für die Luftfahrt

314

1. JAHRGANG

Juli/August 1957

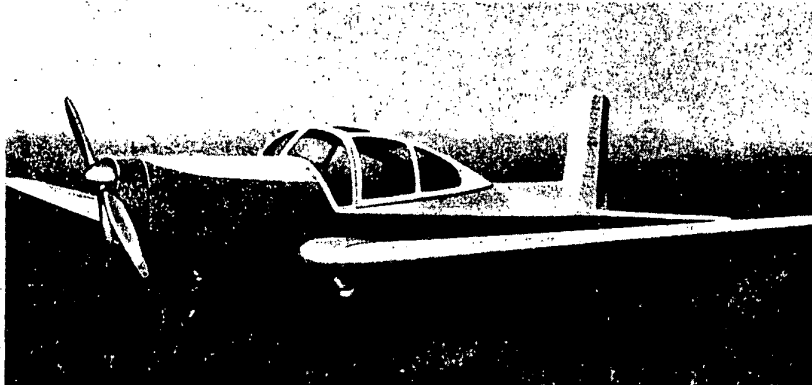
FLUGZEUGE DER TSCHECHOSLOWAKISCHEN REPUBLIK



Zlin 126 „Trenér“

Sport- und Schulflugzeug, zweisitzig
 Triebwerk: Walter-Minor 4-III
 4-Zylinder-Reihenmotor
 105 PS Startleistung

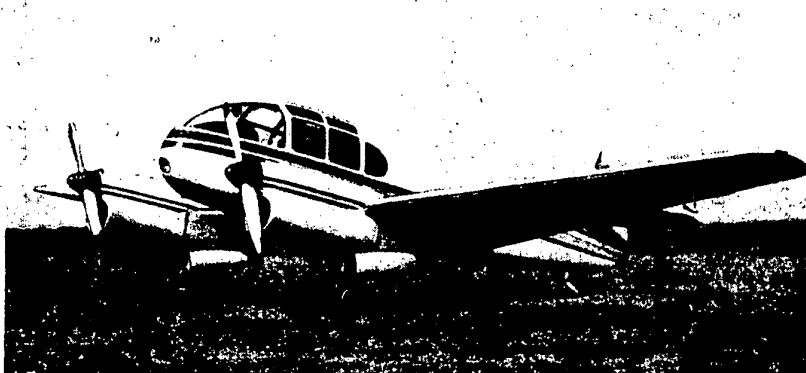
| | |
|-----------------------|----------------------|
| Spannweite | 10,30 m |
| Länge | 7,50 m |
| Höhe | 2,05 m |
| Tragflächeninhalt | 14,90 m ² |
| Leergewicht | 505 kg |
| Fluggewicht | 760 kg |
| Tragflächenbelastung | 51 kg m ² |
| Höchstgeschwindigkeit | 205 km/h |
| Reisegeschwindigkeit | 180 km/h |
| Landegeschwindigkeit | 74 km/h |
| Gipfelhöhe | 4560 m |
| Reichweite | 600 km |



L 40 „Meta Sokol“

Sport- und Reiseflugzeug, dreisitzig
 Triebwerk: Walter-Minor 4-III
 4-Zylinder-Reihenmotor
 105 PS Startleistung

| | |
|-----------------------|------------------------|
| Spannweite | 10,00 m |
| Länge | 7,35 m |
| Höhe | 2,20 m |
| Tragflächeninhalt | 13,80 m ² |
| Leergewicht | 425 kg |
| Fluggewicht | 780 kg |
| Tragflächenbelastung | 56,6 kg m ² |
| Höchstgeschwindigkeit | 240 km/h |
| Reisegeschwindigkeit | 212 km/h |
| Landegeschwindigkeit | 75 km/h |
| Gipfelhöhe | 4800 m |
| Reichweite | 1000 km |



„Super Aero“ 45 S

Sport- und Reiseflugzeug, vier- bis fünfsitzig
 Triebwerk: Walter-Minor 4-III
 4-Zylinder-Reihenmotor
 2 x 105 PS Startleistung

| | |
|-----------------------|------------------------|
| Spannweite | 12,30 m |
| Länge | 7,55 m |
| Höhe | 2,30 m |
| Tragflächeninhalt | 17,10 m ² |
| Leergewicht | 860 kg |
| Fluggewicht | 1500 kg |
| Tragflächenbelastung | 87,8 kg m ² |
| Höchstgeschwindigkeit | 300 km/h |
| Reisegeschwindigkeit | 260 km/h |
| Landegeschwindigkeit | 80 km/h |
| Gipfelhöhe | 6400 m |
| Reichweite | 1500 km |

Herausgeber: Verwaltung der Luftfahrtindustrie. — Mit der Herausgabe beauftragt: Zentralstelle für Literatur und Lehrmittel, Dresden-N. 2, Postschließfach 43. Redaktionskollektiv: Obering. Besinger, Ing. Bonin, Dipl.-Ing. Buchner, Ing. Eberhard, Dipl.-Ing. Eitner, Dipl.-Ing. Everling, Dipl.-Phys. Dr. oec. Geist, Obering. Griebisch, Ing. Hartlepp, Hauptbuchhalter Kellermann, Prof. Landmann, Ing. Lorenzen, Dr.-Ing. Maschek, Obering. Mindach, Ing. Proascha, Justiziar Siegert. Verantwortlicher Redakteur: Dipl.-Ing. Helmut Schneider. — Alle Rechte an den Aufsätzen, Übersetzungen und Bildern behält sich die Zentralstelle vor. Auszüge nur mit Quellenangabe zulässig. — Die „Deutsche Flugtechnik“ erscheint monatlich und ist im Halbjahresabonnement zum Preise von DM 3,— (Heftpreis DM 0,50) über die technischen Abteilungen der Betriebe zu erhalten. — Abbestellungen müssen spätestens drei Monate vor Ablauf des Halbjahres eingehen. Nachbestellungen können jederzeit aufgegeben werden. Liefermöglichkeit vorbehalten. — Satz und Druck übernimmt im Auftrage des VEB Verlag Technik, Berlin C 2, Oranienburger Str. 13—14, VEB Druckerei der Werkstätten in Halle (Saale). Genehmigt Minist. für Kultur; HV Verlagswesen, Lizenz-Nr.: 4210

**MITTEILUNGEN ZUR FACHLICHEN INFORMATION FÜR DIE MITARBEITER DER LUFTFAHRTINDUSTRIE
DER DEUTSCHEN DEMOKRATISCHEN REPUBLIK**

Die kürzesten Straßen führen über den Pol

**Schon vor 20 Jahren beflog Tschkalow
als Erster die Transpolarroute**

DK 656.7 (211)

Am 10. September 1956 nahmen Pan American World Airways den Direkt-Flugverkehr zwischen der amerikanischen Westküste und Europa über den Nordpol auf. Bereits am 24. Februar 1956 dieses Jahres eröffnete die Skandinavische Luftverkehrsgesellschaft (SAS) den planmäßigen Passagierverkehr auf der Transpolarroute von Kopenhagen nach Tokio. Damit wurde die 16000 km lange Flugroute nach Ostasien auf 12800 km verkürzt.

Diese Tatsachen sind uns Anlaß zu einer Würdigung des vor 20 Jahren von Valerij Tschkalow durchgeführten Transpolarfluges von Moskau nach Amerika (Bild 1). Mit diesem Flug, der in seiner Bedeutung wahrscheinlich noch den Lindbergh-Flug über den Nordatlantik übertrifft, wurden die ersten Voraussetzungen für den heutigen transpolaren Luftverkehr geschaffen.

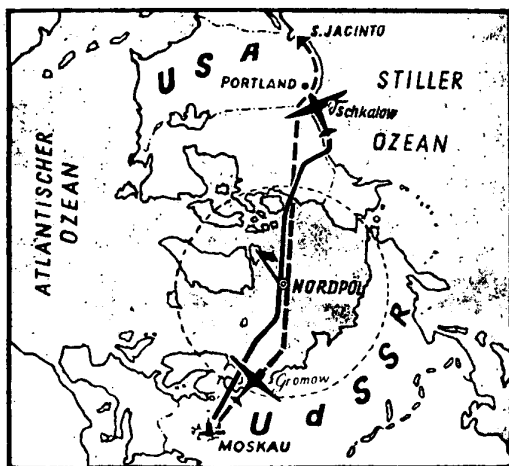


Bild 1. Flugwege von Tschkalow und Gromow

Der Gedanke, Amerika und Ostasien auf kürzestem Wege über den Nordpol zu erreichen, ist nicht neu. Doch schwierige Navigationsprobleme und bis in die neueste Zeit unbekannte meteorologische Verhältnisse, insbesondere über dem Pol der Unzugänglichkeit zwischen Alaska und dem geografischen Nordpol, setzten Transpolarflügen eine fast unüberwindliche Schranke entgegen. Auch der Flug Amundsens mit dem Luftschiff „Norge“ 1926 von Spitzbergen über den Nordpol nach Alaska und der

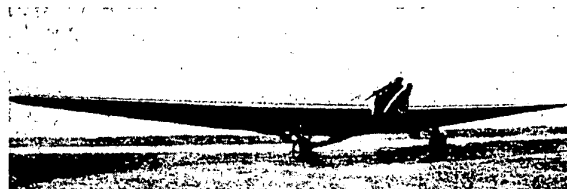


Bild 2. Das sowjetische Langstreckenflugzeug ANT-25 (1937)

Transarktisflug des Australiers Sir George Hubert Wilkins 1928 (Point Barrow-Spitzbergen, 3200 km, Lockheed „Vega“) brachten kaum nennenswertes Licht in diese Verhältnisse.

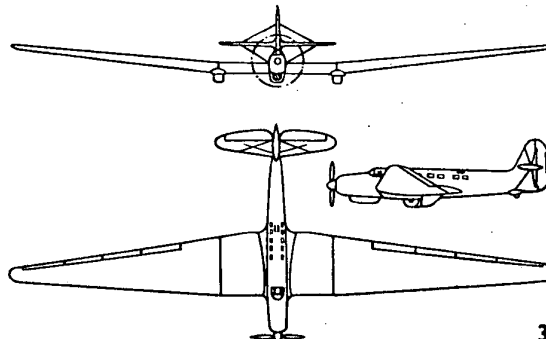
1937 unternahm dann die Sowjetunion ihren erfolgreichen Großangriff auf die Transpolarroute. Am 18. Juni 1937 startete der bekannte sowjetische Pilot, Held der Sowjetunion, Valerij Tschkalow, mit seinen Begleitern Beljakow und Baidukow in einer einmotorigen ANT-25 (Bild 2 und 3) auf dem Flugplatz Schtschelkowo bei Moskau zum Flug über den Pol. Nach 62 Stunden landete die Besatzung bei Portland in Kalifornien. Die geflogene Strecke betrug 9605 km und stellte damals zugleich einen Langstreckenweltrekord dar.

Technische Daten der ANT-25

| | |
|--------------------------------|-------------------------|
| Reihenmotor | 950 PS |
| Spannweite | 34,2 m |
| Länge | 13,4 m |
| Höhe | 5,5 m |
| Tragflächeninhalt | 87,9 m ² |
| Leergewicht | 4,2 t |
| Gesamtlast | 7,1 t |
| Fluggewicht | 11,3 t |
| Tragflächenbelastung | 128,5 kg/m ² |

Wenige Tage darauf flog der Pilot Gromow ebenfalls mit einer ANT-25 zur Vertiefung der gemachten Erfahrungen auf gleichem Kurs von Moskau über den Nordpol und erreichte nach 62 Stunden und 17 Minuten die USA. Er landete nach 10500 km Flug-

Bild 3. Dreiseitenansicht der ANT-25



strecke in der Nähe der amerikanischen Marineflugbasis San Diego. Ein dritter Versuch, die USA auf der Transpolarroute zu erreichen, scheiterte. Im Spätsommer 1937 verschwand eine fünfköpfige sowjetische Besatzung unter Führung des Piloten Lewanewski mit einer viermotorigen ANT-6 zwischen dem Nordpol und Alaska. Trotzdem hatten die Flüge, die durchschnittlich

in 6000 Meter Höhe erfolgten, bewiesen, daß der lange Zeit angezeifelte Flug auf der Transpolarroute möglich ist. Der Krieg unterbrach weitere Versuche.

Aus Anlaß des 20. Jahrestages des Tschkalow-Fluges forderten kürzlich mehrere sowjetische Zeitungen ebenfalls die Einrichtung einer sowjetischen Transpolarfluglinie.

Flu 153

Das Profil und seine wesentlichen Eigenschaften im Unterschallbereich

Von Dr.-Ing. W. Lehmann und Ing. G. Koscielny

DK 533.69.042:71
533.6.011.3

Eine der wichtigsten Aufgaben des Aerodynamikers beim Entwurf eines neuen Flugzeugmusters ist die Festlegung der Flügel- und Leitwerksprofile. Die Leistungen und Eigenschaften eines Flugzeuges hängen so wesentlich von der Profilierung des Tragflügels ab, daß für jeden Verwendungszweck fast der gesamte damit zusammenhängende Fragenkomplex neu aufgerollt und durchdacht werden muß.



Bild 1. Otto Lilienthal, 1848 bis 1896

Diese Bedeutung des Profils wurde bereits von den Pionieren der Luftfahrt erkannt, und sie legten mit ihren Arbeiten den Grundstein zu unseren heutigen Kenntnissen. In den 80er Jahren des vorigen Jahrhunderts waren es die Brüder Otto und Gustav Lilienthal, von denen besonders Otto Lilienthal (Bild 1) richtungsweisende empirische Arbeiten auf dem Gebiete der Profilmessung leistete.

Er führte als erster systematische Profilmessungen an einem Rundlaufergerät, das als Vorläufer für einen Windkanal anzusehen ist, durch und erkannte auf Grund dieser

Messungen eindeutig die Überlegenheit des gewölbten Profils gegenüber der ebenen Platte. Den Ausgangspunkt für die von ihm entworfenen Profile bildete der Vogelflügel (Bild 2a). Von ihm stammt die auch heute noch übliche kurvenmäßige Darstellung der Profilwerte, bei der der Auftriebsbeiwert c_a als Ordinate und der Widerstandsbeiwert c_w als Abszisse aufgetragen werden. Dieses sogenannte Polardiagramm, das unten noch ausführlich beschrieben wird, wird auch Lilienthal-Polare genannt.

Die erste bedeutende theoretische Untersuchung auf dem Gebiete der Profilmessung wurde von N. E. Shukowski (1847—1921) durchgeführt. Er entwickelte mit Hilfe der konformen Abbildung Profilerien, deren Eigenschaften leicht berechnet werden konnten. Die nach ihm genannten Shukowski-Profile (Bild 2b) sind vor allem dadurch gekennzeichnet, daß ihr Hinterkantenwinkel gleich Null ist. Der Hinterkantenwinkel hat einen wesentlichen Einfluß auf die Profileigenschaften.

Den großen Vorteil der dicken Profile hat Junkers als erster erkannt; er schuf den freitragenden Tiefdecker durch Ausnutzen

der großen Bauhöhe des dicken Profils für den Festigkeitsverband. Aufbauend auf den Shukowski-Profilen wurden insbesondere bei der AVA (Aerodynamische Versuchs-Anstalt) in Göttingen, die 1907 errichtet wurde, systematisch die verschiedensten Profilverformen entwickelt und im Windkanal vermessen. Von diesen Profilen wurden viele erfolgreich im Motor- und Segelflugzeugbau benutzt (Bild 2c).

Die erste größere Systematik wurde in den USA von der NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) geschaffen, die 1937 eine komplette Sammlung der Versuchsreihe über diese NACA-Profile (Bild 2d) veröffentlichte. In dieser Sammlung waren u. a. auch wertvolle Versuchsergebnisse über den Einfluß der Reynoldsschen Zahl Re enthalten. Die Reynoldssche Zahl $Re = \frac{v \cdot l}{\nu}$

bei der v = Fluggeschwindigkeit in m/s, l = Flügeltiefe in m und ν = kinematische Zähigkeit der Luft in m^2/s bedeuten, ist ein Maß für die Übertragbarkeit der im Windkanal ermittelten aerodynamischen Beiwerte auf die geometrisch ähnliche Großausführung. Diese Beiwerte können bei Gleichheit der Reynoldsschen Zahl unverändert übertragen werden.

Wichtige Forschungsarbeiten auf dem Gebiete der Profilentwicklung wurden auch bei der DVL (Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt) in Berlin-Adlershof durchgeführt.

Die wesentlichsten theoretischen und experimentellen Untersuchungen über die in den letzten 18 Jahren entwickelten sogenannten Laminarprofile (Bild 2e), Profile, deren größte Dicke in etwa 40 bis 50 % ihrer Tiefe liegt, wurden ebenfalls von der NACA durchgeführt. Diese Profile zeichnen sich durch besonders niedrige Widerstände aus. Da jedoch diese Profile ganz beson-

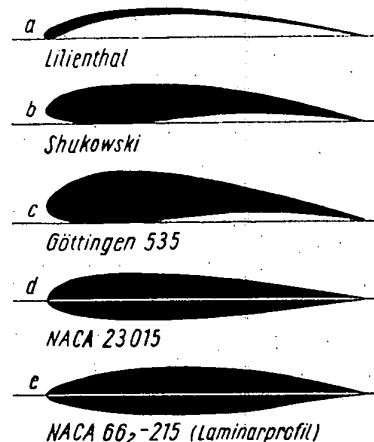


Bild 2
Entwicklung
der Flügelprofile
seit Lilienthal (1888)

der Anforderungen an die Oberflächenbeschaffenheit der Tragflügel und Leitwerke stellen, konnten sie erst nach Entwicklung neuartiger Bauweisen, die eine glatte Flügeloberfläche gewährleisten, Anwendung finden.

Um in die Mannigfaltigkeit der Profilformen eine gewisse Systematik zu bringen und ihre Eigenschaften vergleichen zu können, muß man die Profile an Hand charakteristischer geometrischer Parameter ordnen.

Die wichtigsten Parameter eines Profils sind:

die größte Wölbung $\varphi = f/l$

die Lage der größten Wölbung $\xi_\varphi = \frac{x_\varphi}{l}$

die größte Dicke $\delta = d/l$

der Nasenradius $\varrho = r/l$

die Lage der größten Dicke $\xi_\delta = \frac{x_\delta}{l}$

der Hinterkantenwinkel α

Dabei ist das gewölbte Profil so aufgebaut, daß die Ordinaten eines symmetrischen Profils, das als Profiltropfen bezeichnet wird, um jeden Punkt auf der Senkrechten zur sogenannten Skelettlinie aufgetragen sind (Bild 3). Die Skelettlinie stellt somit die geometrische Mittellinie des Profils dar.

Entsprechend diesen charakteristischen Werten hat sich in Deutschland eine Profilbezeichnung eingebürgert, nach der die einzelnen Ziffern die Profilparameter in der oben angegebenen Reihenfolge in % der Flügeltiefe angeben. So besitzt z. B. das Profil:

1,0 35 12—1,1 40 / 15°

1,0% Wölbung
in 35% der Tiefe
12% Dicke
Hinterkantenwinkel $\alpha = 15^\circ$
größte Dicke in 40% d. Tiefe
Nasenradius $r/l = 1,1 \cdot \varrho/\delta^3$

Die Profilbezeichnungen der NACA sind ähnlich aufgebaut.

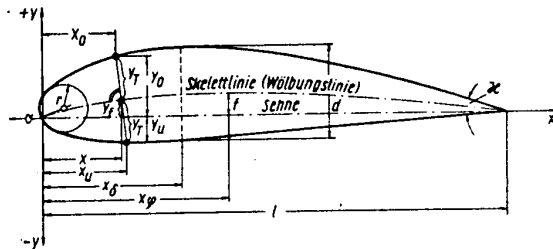


Bild 3. Profilbezeichnungen

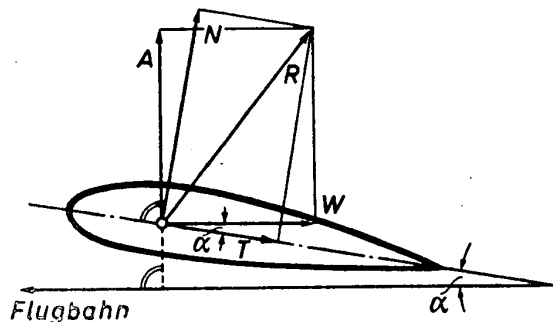
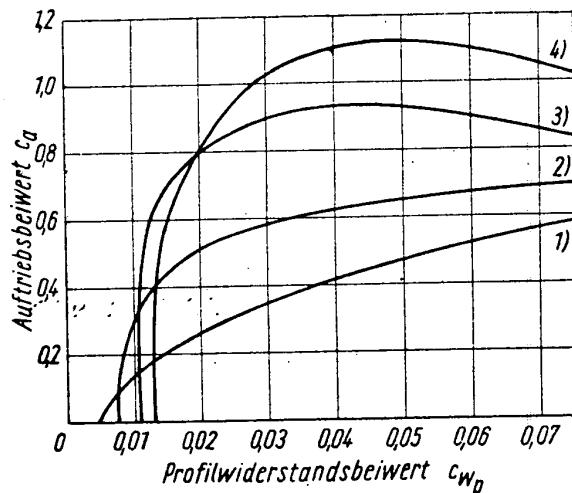


Bild 4. Kräfte am Tragflügelprofil

- A = Auftrieb, senkrecht zur Anströmrichtung
- W = Widerstand, in Anströmrichtung
- N = Normalkraft, senkrecht zur Profilschne
- T = Tangentialkraft, in Richtung der Profilschne
- Q = resultierende Luftkraft
- alpha = Anstellwinkel



- 1) $\frac{d}{l} \sim 0$
- 2) $\frac{d}{l} = 0,05$
- 3) $\frac{d}{l} = 0,10$
- 4) $\frac{d}{l} = 0,15$

Bild 5. Polaren symmetrischer Profile verschiedener Dicke

Der Einfluß dieser Parameter auf die am Profil auftretenden Kräfte und Momente kann an Hand systematischer Messungen erfaßt und hiernach die Auswahl des jeweils geeigneten Profils getroffen werden. Da die auf das Profil wirkenden Kräfte (Bild 4) im Bereich kleiner Anstellwinkel proportional der Flügelfläche und dem Staudruck sind, können sie durch dimensionslose Beiwerte dargestellt werden. Mit dieser Darstellungsweise ergibt sich außerdem eine gute Möglichkeit, Vergleiche zwischen den verschiedensten Messungen ziehen zu können.

Es ist der Auftriebsbeiwert: $c_a = \frac{A}{q \cdot F}$

der Widerstandsbeiwert: $c_w = \frac{W}{q \cdot F}$

der Momentenbeiwert: $c_m = \frac{M}{q \cdot F \cdot l_\mu}$

Dabei bedeuten:

- A der Auftrieb in kg
- W der Widerstand in kg
- M das Moment in mkg

$q = \frac{\rho}{2} \cdot v^2$ der Staudruck in kg/m²

F die Tragflügelfläche in m²

l_μ die aerodynamische Bezugstiefe in m.

Die Koeffizienten werden im allgemeinen in der oben erwähnten Polarendarstellung $c_a = f(c_w)$ aufgezeichnet (Bild 5). Diese Darstellung hat u. a. den Vorteil, daß man sofort aus der Verbindungslinie des Nullpunktes mit einem Punkt der Kurve den Wert $\frac{c_w}{c_a}$ erhält. Dieser Wert gibt den Gleitwinkel des Trag-

flügels an, d. h. den Winkel, unter dem er bei einer durch den Auftriebsbeiwert bestimmten Geschwindigkeit zur Erde gleiten würde. Die Tangente an die Polare gibt den besten, d. h. kleinsten Gleitwinkel an.

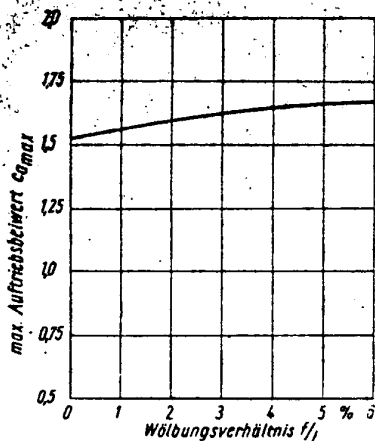


Bild 6. Abhängigkeit des maximalen Auftriebsbeiwertes $c_{a,max}$ vom Wölbungsverhältnis f/l für ein Profil mit einem Dickenverhältnis $\delta = 0,12$ und einer Wölbungsrücklage $\xi_\varphi = 0,3$

Wie werden nun durch die verschiedenen Formparameter die Profileigenschaften beeinflusst?

1. Wölbung und Lage der größten Wölbung

Betrachtet man die Polaren von Profilen, die den gleichen Profiltropfen besitzen, deren größte Wölbungen aber unterschiedlich sind, so stellt man u. a. folgende wichtige Unterschiede fest:

- Der maximale Auftriebsbeiwert $c_{a,max}$ steigt mit zunehmender Profilwölbung (Bild 6). Diese Steigerung findet jedoch nur bis zu einer bestimmten Wölbung statt; sie ist außerdem von der Lage der größten Wölbung und der Tropfenform abhängig.
- Mit zunehmender Wölbung verlagert sich der minimale Profilwiderstandsbeiwert zu einem größeren Auftriebsbeiwert; er wächst dabei etwas an.

Diese großen Vorteile der Wölbung hat bereits Lilienthal an der gewölbten Platte erkannt und bei seinen Tragflügelprofilen ausgenutzt.

Die Profilwölbung und ihre Lage bestimmen das Luftkraftmoment, das den Flügel verdrehen will; seine Größe ist für die Dimensionierung des Tragflügels auf Verdrehfestigkeit mit ausschlaggebend.

2. Profildicke

Die Profildicke beeinflusst in wesentlich stärkerem Maße als die Wölbung die Größe des minimalen Widerstandsbeiwertes und den erreichbaren Höchstauftrieb. Die in Bild 5 dargestellten Profile mit unterschiedlichem Dickenverhältnis zeigen, daß die in Längsrichtung angeströmte ebene Platte den geringsten Widerstand besitzt. Ihr Widerstand besteht praktisch nur aus dem Reibungswiderstand. Sie weist bei $\alpha = 0^\circ$ keinen durch Verdrängung der

umströmenden Luft entstandenen Druckwiderstand auf. Dieser Minimalwert ist aber nur bei Auftrieb Null vorhanden. Bei Auftrieb erhöht sich ihr Widerstand stark, so daß Profile mit endlicher Dicke sehr schnell der ebenen Platte überlegen sind. Der Höchstauftrieb wächst mit steigender Dicke und erreicht bei einer bestimmten Profildicke seinen Maximalwert (Bild 7).

Zusammenfassend kann man etwa für ein glattes Profil ohne Klappen ausschlag sagen:

- Eine Profildicke von 12 bis 15% ergibt die Maximalwerte für den Höchstauftriebsbeiwert.
- Der minimale Widerstandsbeiwert ist um so kleiner, je geringer die maximale Profildicke ist.

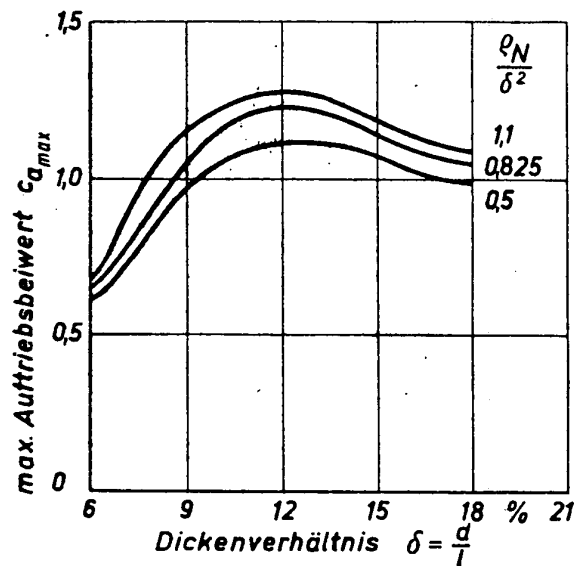


Bild 7. Abhängigkeit des maximalen Auftriebsbeiwertes $c_{a,max}$ vom Dickenverhältnis δ bei einer Dickenrücklage $\xi_\varphi = 0,4$ und verschiedenen Nasenradien

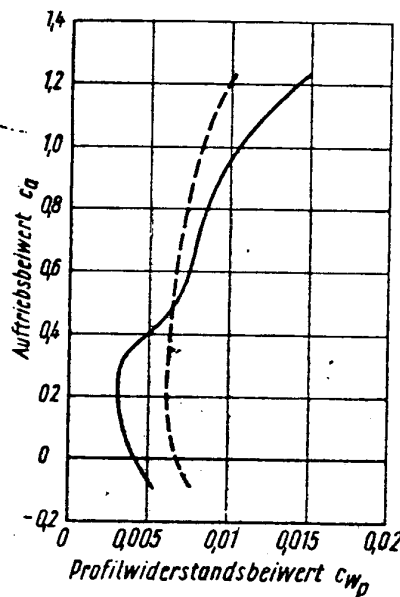


Bild 8. Profilwiderstandsbeiwert der Profile NACA 23015 und NACA 66-215 in Abhängigkeit vom Auftriebsbeiwert

NACA 66-215 —————
NACA 23015 - - - - -

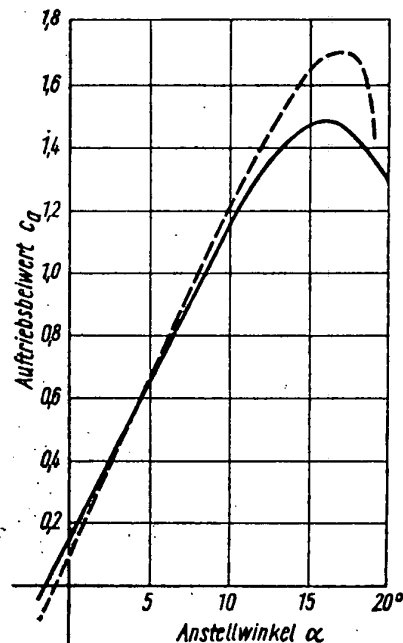


Bild 9. Auftriebsbeiwert der Profile NACA 23015 und NACA 66-215 in Abhängigkeit vom Anstellwinkel

NACA 66-215 —————
NACA 23015 - - - - -

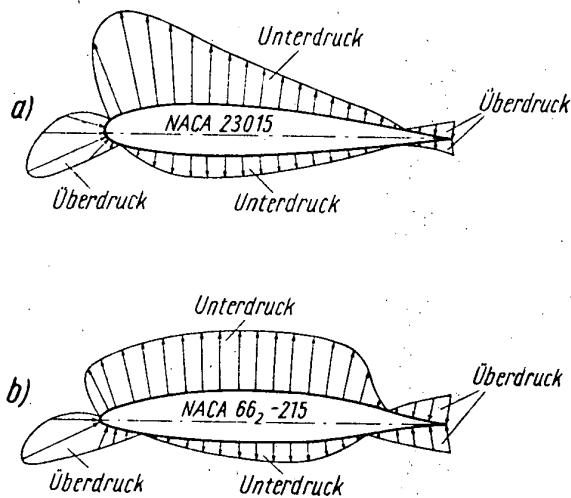


Bild 10. Druckverteilung über die Tiefe bei einem Anstellwinkel $\alpha = 2^\circ$ und der Mach-Zahl $M = 0,4$ (Auftriebsbeiwert $c_a \approx 0,3$)

3. Lage der größten Profildicke, Nasenradius und Hinterkantenwinkel

Diese drei Formparameter charakterisieren die Form des Profiltropfens; in gewissen Grenzen ist immer einer mit dem anderen gekoppelt. Von ihnen hat vor allem die Lage der größten Profildicke einen entscheidenden Einfluß auf das Widerstandsverhalten des Profils sowohl im Hinblick auf den erreichbaren Minimalwert als auch auf den Widerstandsanstieg bei hohen Mach-Zahlen. Bis

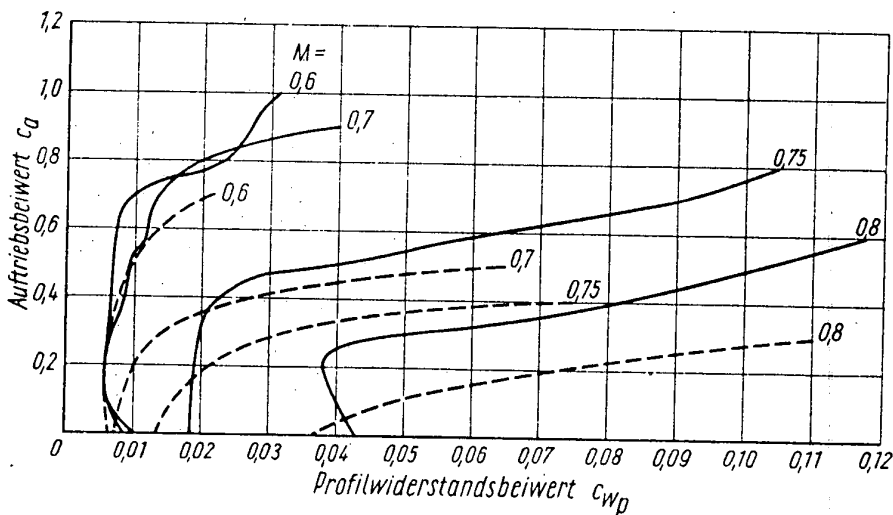
nahme des Höchstauftriebes in Kauf nehmen. Bild 8 zeigt die Polare eines älteren Profils NACA 23015 verglichen mit der eines sogenannten Laminarprofils NACA 66₂-215 gleicher Dicke. Im c_a -Bereich von 0 bis 0,4 beträgt der Widerstandsbeiwert des Laminarprofils $c_{wp} = 0,003$ gegen $c_{wp} = 0,0063$ des Profils NACA 23015. Der Widerstandsgewinn für den Reiseflug ist also beträchtlich. Der Höchstauftriebsbeiwert ist demgegenüber von $c_{amax} = 1,71$ auf $c_{amax} = 1,49$ abgefallen (Bild 9). Das bedeutet eine Erhöhung der Minimalgeschwindigkeit um ungefähr 4%.

Bei den heutigen schnellen Verkehrsflugzeugen muß aber auch das Verhalten der Profile hinsichtlich ihres Widerstandsanstiegs bei hohen Mach-Zahlen untersucht werden. Auch hier weisen die Laminarprofile eindeutige Vorteile gegenüber den alten Profilen mit 30% Dickenrücklage auf. Die an ihrer Oberfläche auftretenden Unterdrücke (Bild 10) und somit auch Übergeschwindigkeiten sind beim gleichen Auftrieb niedriger als bei den alten Profilen, so daß erst bei einer höheren Mach-Zahl örtlich an einem Punkt des Profils die Schallgeschwindigkeit erreicht bzw. überschritten wird. Das bedeutet, daß auch der Widerstandsanstieg infolge der Zunahme des Druckwiderstandes bei hohen Mach-Zahlen erst später einsetzt. Bild 11 zeigt die Polare der beiden oben erwähnten Profile für verschiedene Mach-Zahlen. Aus diesem Diagramm ist ersichtlich, daß bei $M=0,7$ das Laminarprofil bei $c_a = 0,1$ bis 0,3 noch praktisch den gleichen Widerstand wie bei kleinen Mach-Zahlen besitzt, während das andere Profil bereits den doppelten Widerstand bei $c_a = 0,3$ aufweist.

Ihr Vorteil wird allerdings nur in Verbindung mit einer genauen und sorgfältigen Fertigung voll ausgenutzt. Es müssen sämtliche Störungen der glatten Profiloberfläche wie Nietköpfe, Wellen

Bild 11. Polaren der Profile NACA 23015 und NACA 66₂-215 bei verschiedenen Mach-Zahlen

NACA 66₂-215 —
NACA 23015 - - -



Ende der 30er Jahre hatten die Profile fast ausschließlich die größte Dicke in etwa 30% ihrer Tiefe. Eingehende theoretische und experimentelle Untersuchungen der Strömungsvorgänge am Profil zeigten jedoch, daß durch Zurückverschieben der maximalen Dicke auf 40 bis 50% der Tiefe eine beachtliche Widerstandsverminderung zu erzielen ist.

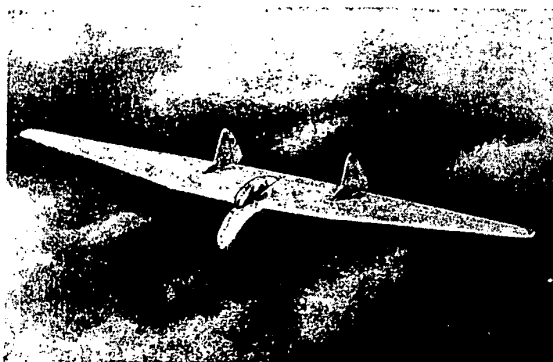
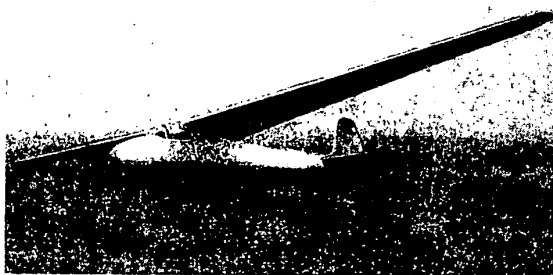
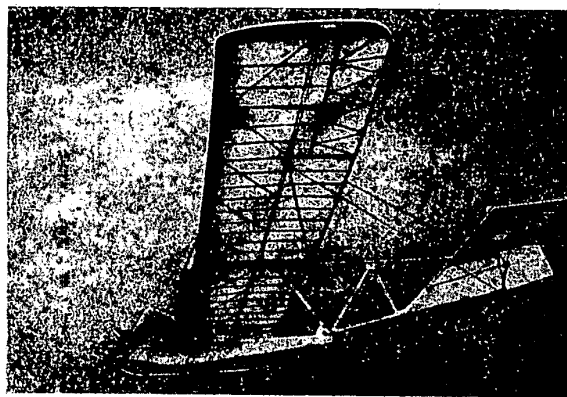
Der Widerstandsgewinn, der bis zu 50% gegenüber den früheren Profilen beträgt, ist jedoch nur in einem bestimmten Bereich kleiner Anstellwinkel, wie sie beim Steig- und Reiseflug vorkommen, vorhanden. Bei höheren Auftriebsbeiwerten muß man sowohl eine Vergrößerung des Widerstandes als auch eine Ab-

insbesondere am Profilvorderteil peinlich vermieden werden; eine Oberflächenrauigkeit, die $10 \mu = 0,01$ mm überschreitet, macht sich bereits störend bemerkbar, und bei größeren Werten kann eine bedeutende Widerstandsvergrößerung auftreten. Man sieht also, daß in den letzten 15 Jahren noch ein bedeutender Schritt nach vorn in der Entwicklung von Profilen für das Unterschallgebiet getan wurde, und es besitzen bereits eine große Anzahl moderner Flugzeuge derartige Laminarprofile.

Literatur

1. L. Prandtl, Ergebnisse der aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen, Lieferung I-IV
2. I. Abbott und A. v. Doenhoff, Theory of wing sections

Flu 123



DEUTSCHE FLUGTECHNIK · 1957 H. 3/4

und die bekannte „Meise“ (Bild 4), die 1939 als Einheitssegelflugzeug für die Olympischen Spiele 1940 entwickelt wurde, werden bei uns und auch im Ausland heute noch industriell in großer Stückzahl gebaut.

Von den nach 1945 herausgebrachten Typen ist in bezug auf Leistung oder Bauweise in dieser Klasse von Seglern kaum ein besonderer Fortschritt zu verzeichnen. Eine Ausnahme macht lediglich der von den Gebrüdern Fauvel (Frankreich) konstruierte schwanzlose Kleinsegler AV-36 „Fliegender Flügel“ (Bild 5). Bild 6 zeigt eine Zweiseitenansicht dieses Flugzeuges. Die zum Vergleich dargestellte „Meise“ in klassischer Bauart besitzt ungefähr gleiche Gleitzahl, dürfte aber, weil in den Abmessungen und im Gewicht größer, teurer sein. Im Gegensatz zu anderen schwanzlosen Segelflugzeugen wird von der Fauvel AV-36 berichtet, daß sie „durchaus klassische Flugeigenschaften besitzt und leicht zu fliegen ist“. (Thermik 1953, Heft 12). Viele Länder haben die Nachbaurechte für dieses Segelflugzeug erworben.

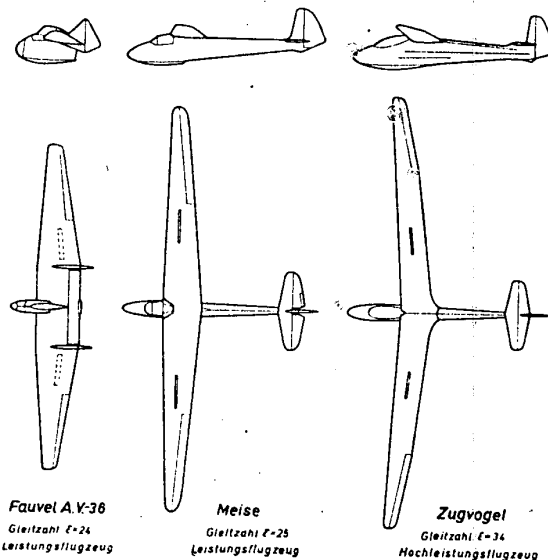


Bild 6. Zweiseitenansichten bewährter Leistungssegelflugzeuge

Hochleistungssegelflugzeuge

Für den Könnler sind Hochleistungssegelflugzeuge mit den bestmöglichen Leistungszahlen nötig, wobei in bezug auf die Flugeigenschaften einiges zugunsten der Leistungen geopfert wird. Die Hochleistungs-Einsitzer müssen eigentlich in zwei Klassen unterteilt werden: in eine Klasse gut durchkonstruierter und erprobter Flugzeuge, die industriell in größerer Stückzahl zu einem erschwinglichen Preis gebaut werden können, und in eine Klasse, die jene hochgezüchteten Super-Segelflugzeuge darstellt, die, ohne Rücksicht auf Kosten und nur in wenigen Exemplaren gebaut, bei Rekord- und Wettbewerbsflügen Verwendung finden. So zeigte die vorjährige Segelflugweltmeisterschaft in St. Yan, Frankreich, bei der die Teilnehmer mit ihren neuesten überzüchteten und kaum bezahlbaren Segelflugzeugen erschienen, daß solche Veranstaltungen immer mehr

Von links oben nach unten

Bild 2. Schulgleiter SG-38

Bild 3. Übungseinsitzer „Baby III“

Bild 4. Übungseinsitzer „Meise“

Bild 5. Übungseinsitzer Fauvel AV-36

zu einem technischen Wettrennen werden und das Sportliche dabei in den Hintergrund tritt. Trotzdem sind diese Flugzeuge die interessantesten, so daß es sich lohnt zu untersuchen, mit welchen Mitteln und mit welchem Aufwand die besseren Flugleistungen erreicht werden. Den größten Einfluß auf den Luftwiderstand und damit auf die Gleitzahl des Flugzeuges hat bekanntlich die Streckung des Tragflügels $\Lambda = b^2/F$ (Spannweite²/Tragflügelfläche). Man ist also bestrebt, den Tragflügel mit möglichst großer Spannweite zu bauen, soweit dies unter Berücksichtigung der Festigkeit bei tragbarem Gewichts Aufwand möglich ist.

Bild 7 zeigt die Gleitzahlen bekannter einsitziger Segelflugzeuge in Abhängigkeit von der Tragflügelstreckung. Es gibt einen gewissen Überblick über die Baugüte bzw. über den Aufwand, den der Konstrukteur des Flugzeuges zur Erreichung der entsprechenden Gleitzahl getrieben hat. Segelflugzeuge, deren Werte wesentlich unter der willkürlich gezogenen Geraden liegen, sind — bewußt oder unbewußt — solche mit geringerer Baugüte oder mit geringerem Aufwand (z. B. zu kleine Flügel für den durch die Abmessungen des Flugzeugführers gegebenen Rumpf). Die darüber liegenden Punkte sind Segelflugzeugen zugehörig, bei denen man viel für die Erreichung einer guten Gleitzahl getan hat. Am auffallendsten tritt dies bei dem schon erwähnten schwanzlosen Kleinsieger Fauvel AV-36, bei dem durch Einsparung von Rumpf- und Leitwerkswiderstand die Gleitzahl hochgetrieben wurde, in Erscheinung. Das wohl modernste Flugzeug dieser Art, die HKS 3, bei der viel Aufwand zur Erzielung einer sehr glatten Oberfläche getrieben wurde, ragt aus dem Rahmen dieser Betrachtung heraus. Die Bepunktung des Laminarflügels ist durch Schaumstoffe gestützt, um das Welligwerden der Oberfläche zu verhindern. Die Sturzflugbremse im Flügel ist aus Widerstandsgründen durch einen Bremschirm am Rumpfe ersetzt; selbst der Widerstand des Querruders wurde eingespart, da die Quersteuerung durch Verwölbung der äußeren Flügelprofile erfolgt. Das V-Leitwerk ist selbstverständlich vorhanden.

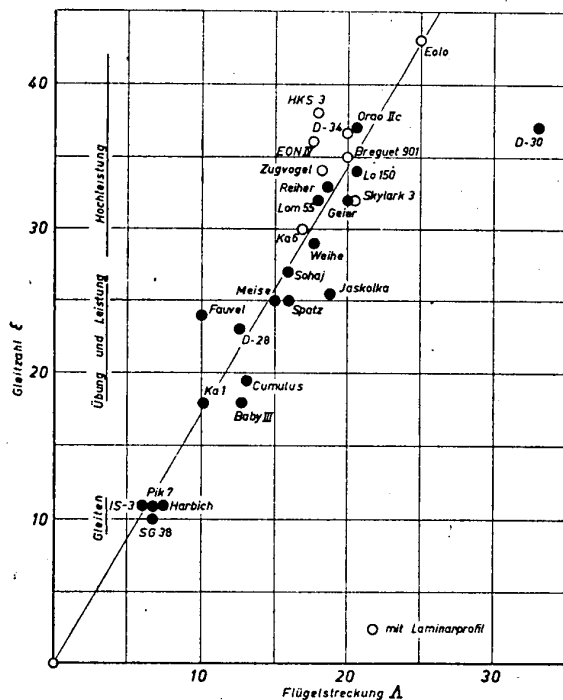


Bild 7. Gleitzahlen und Tragflügelstreckungen einsitziger Segelflugzeuge

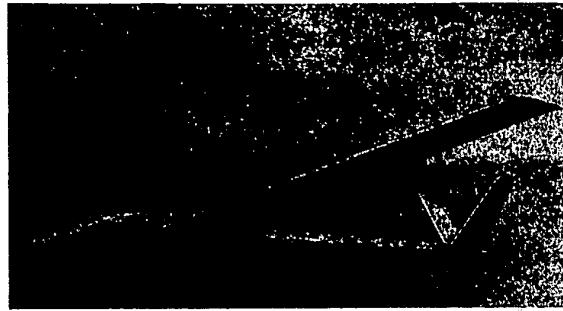


Bild 8. Leistungseinsitzer 3 V-1 „Eolo“

Als Gleitzahl der neuen italienischen Konstruktion 3 V-1 „Eolo“ (Bild 8), wird $\epsilon = 43$ angegeben. Dieser besonders hohe Wert wird durch die extrem hohe Tragflügelstreckung erreicht. Naturgemäß ist durch das notwendige Tragflügelbaugewicht das Fluggewicht des Segelflugzeuges mit 450 kg besonders hoch. So betragen z. B. die Fluggewichte der HKS 3 rd. 330 kg und der Fauvel AV-36 nur 225 kg. Die „Eolo“ ist damit ein schnelles Segelflugzeug, und die gute Gleitzahl ist nur bei besonderen Wetterlagen auszunutzen. Bei Ausschlag der Wölbungslandeklappen beträgt die geringste Fluggeschwindigkeit nur 50 km/h und ist damit verhältnismäßig niedrig. Das Flugzeug ist in üblicher Holzbauweise ausgeführt.

Ein weiteres auffallendes Segelflugzeug in Bild 7 ist die D-30. Dieses schon im Jahre 1938 von der Fliegergruppe der Technischen Hochschule Darmstadt gebaute Versuchssegelflugzeug mit der extrem großen Tragflügelstreckung von $\Lambda = 33$ erreichte nur eine Gleitzahl von $\epsilon = 37$, was an der noch ungenügenden aerodynamischen Durchbildung und an der für heutige Verhältnisse schlechten Oberflächengüte gelegen haben mag. Um die

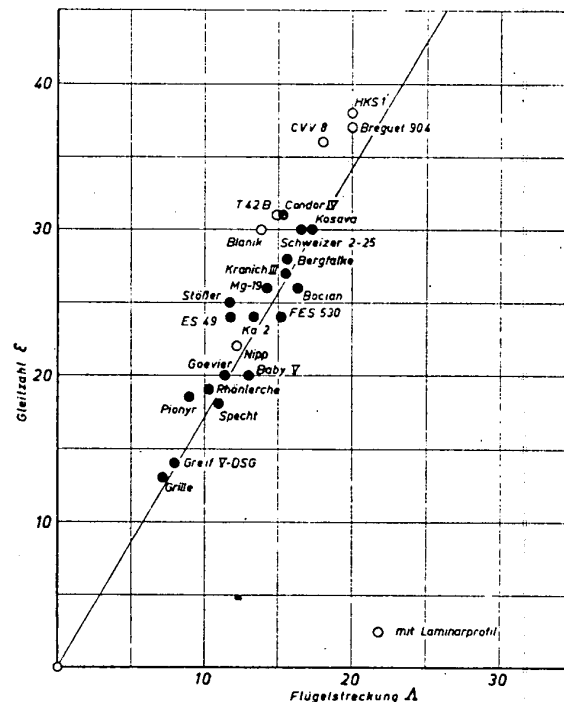


Bild 9. Gleitzahlen und Tragflügelstreckungen zweisitziger Segelflugzeuge

Durchbiegung des schlanken Tragflügels in erträglichen Grenzen zu halten, war der Holm aus Dural gebaut, der Tragflügel entsprach der üblichen Bauart: Holzgerippe mit Stoffbespannung. Für die Rumpfröhre wurde Elektron verwendet. Das Fluggewicht betrug trotz der großen Spannweite nur 275 kg.

Die neuen Hochleistungssegelflugszeuge besitzen nur teilweise Laminarprofile. Die Bilder 7 und 9, in denen die Segelflugszeuge mit Laminarprofil besonders gekennzeichnet sind, lassen erkennen, daß die Verwendung dieser Profile nicht die erwartete Verbesserung gebracht hat. Dagegen ist der nötige Bauaufwand für Konturtreue und glatte Oberflächen für einen Laminarflügel recht erheblich. Schon durch geringe Verunreinigungen an der Tragflügelnahe (Insekten, Staub) wird der Widerstandsgewinn wieder eingebüßt. Deswegen verwenden viele Konstrukteure sogenannte halblaminare Profile (z. B. Gö 549), die auch eine gewisse Widerstandsverringern durch längeren laminaren Anlauf der Strömung besitzen und gegen Oberflächenstörungen nicht so empfindlich sind wie die echten Laminarprofile.

Bild 6 zeigt die Zweiseitenansichten von drei Segelflugszeugen gleicher Klasse. Ein Vergleich der Preise dieser in Serie gebauten Typen gibt einen Anhalt über den Aufwand, der zur Erreichung der Flugeigenschaften und Leistungen notwendig war (Tafel 2).

Tafel 2

| Type | Gleitzahl ϵ | Preis DM |
|------------------------------|-------------------------|-------------|
| Kleinsegler Fauvel | 24 | 6000,— |
| Übungssegler Meise | 25 | 9000,— |
| Hochleistungssegler Zugvogel | 34 | 13500,— |

Doppelsitzer

Diese müssen eigentlich in die Klassen Gleit-, Übungs-, Leistungs- und Hochleistungssegelflugszeuge — ähnlich den einsitzigen Segelflugszeugen — unterteilt werden. Doppelsitzige Gleitflugszeuge gibt es jedoch kaum. Die in Bild 9 eingezeichneten Punkte „Grille“ und „Greif V“ sind zwar neuere Konstruktionen, aber nur ihrer geringeren Baukosten wegen für die Doppelsitzer-Schulung an der Winde als Gleitflugszeug mit geringerer Gleitzahl ausgelegt. Allgemein findet die Doppelsitzer-Anfängerschulung heute mit Flugzeugen statt, welche die Leistungen und guten Flugeigenschaften der Übungs- bzw. Leistungseinsitzer haben. Der Segelflugschüler kann später ohne Schwierigkeiten auf einsitzige Segelflugszeuge übergehen. Als typischer Vertreter dieser

Flugzeugklasse sei das in unserer Republik entwickelte und jetzt in Serie gebaute Segelflugszeug FES 530 „Lehrmeister“ angeführt (Bild 10). Es ist so ausgelegt, daß die Flugeigenschaften, d. h. Steuerbarkeit und sonstiges Verhalten in der Luft, weitestgehend denen des „Baby“ entsprechen. Dabei ist die Gleitzahl mit $\epsilon = 24$ um einiges besser. Bei guter Wetterlage ist dieses Segelflugszeug auch für größere Streckenflüge geeignet.

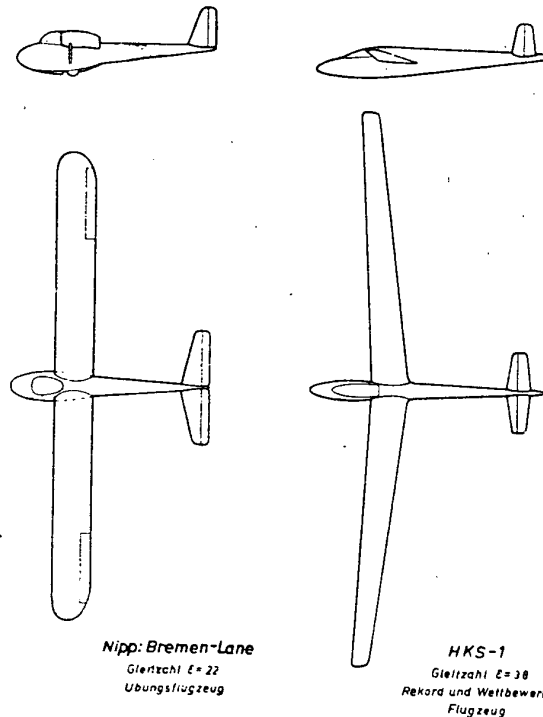


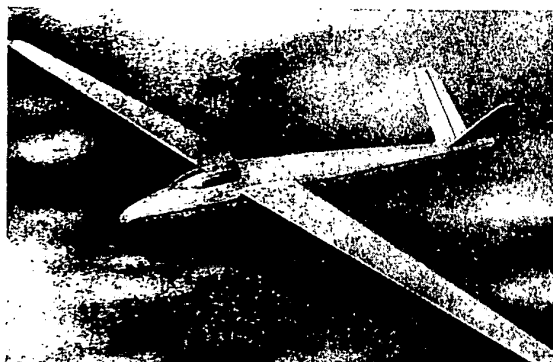
Bild 11. Vergleich der Zweiseitenansicht eines Gebrauchssegelflugszeuges mit der eines Wettbewerbssegelflugszeuges

Neuartig in seiner Konstruktion ist das 1952 bei Nipp entwickelte Segelflugszeug „Bremen Lane“ (Bild 11). Es ist für den Bau in größerer Serie zu einem möglichst geringen Preis bei annehmbaren Flugleistungen bestimmt. Diese Ganzmetallkonstruktion hat einen abgestrebten Rechteckflügel mit über die ganze Spannweite gleichen Rippen. Das Rumpffende ist als runde Metallröhre leicht und einfach gebaut. Das V-Leitwerk ist wohl nicht wegen des geringeren Widerstandes gewählt, sondern ein-

Bild 10. Übungszeisitzer FES 530 „Lehrmeister“



Bild 12. Hochleistungszeisitzer HKS



nach deshalb, weil es ein Leitwerksteil weniger erfordert als ein normales Kreuzleitwerk. Daß für dieses Baumuster auch ein laminares Flügelprofil gewählt wurde, ist nicht ganz einzusehen; denn bei diesem ausgesprochenen Billigbau, bei welchem für die notwendige Oberflächengüte der Laminarprofile nicht viel getan werden kann, wäre ein auf Bauabweichungen weniger empfindliches Profil sicher zweckmäßiger.

Als Vertreter der hochgezüchteten Doppelsitzer sind die italienische „CVV-8“, die französische „Breguet 904“ und die deutsche „HKS 1“ (Bild 12) angeführt. Bei diesen Typen ist ebenso wie bei den entsprechenden Einsitzern ohne Rücksicht auf Baukosten — es handelt sich um Einzelbauten — alles getan worden, um eine hohe Gleitzahl zu erreichen. Die „HKS 1“ entspricht in ihrer Konstruktion dem schon besprochenen Einsitzer „HKS 3“.

Tafel 3

| Type | Gleitzahl | Fluggewicht kg | Preis DM |
|---------------------------|-----------|-------------------|-------------|
| Gleitflugzeug Greif | 14 | 390 | 5000,— |
| Gebrauchsflugzeug Nipp | 22 | 430 | 9000,— |
| Wettbewerbsflugzeug HKS-1 | 38 | 560 | rd. 30000,— |

Bild 11 zeigt die Zweiseitenansichten zweier Vertreter der Doppelsitzerklassen: das billige Gebrauchsflugzeug von Nipp und das sehr teure Wettbewerbsflugzeug „HKS 1“. Abschließend sind für die Doppelsitzer Beispiele angeführt, die zeigen, daß mit der Flugleistung auch das Fluggewicht und die Baukosten erheblich ansteigen (Tafel 3).

Flu 133

Flugzeug-Fahrwerke

Anforderungen, Bauarten, Start-, Lande- und Rolleigenschaften sowie Gestaltung der wichtigsten Bauteile

Von Prof. Dipl.-Ing. B. Baade

DK 629.135.015.09E
629.135.015 : 347 811.2
629.135.015.004 12

1. Anforderungen an das Fahrwerk

Das Fahrwerk dient dazu, dem Flugzeug einmal das Rollen am Boden mit größter Beweglichkeit und zum andern Start und Landung zu ermöglichen. Im einzelnen werden an das Flugzeugfahrwerk hierfür folgende Bedingungen gestellt:

1.1 Allgemeine Anforderungen

Der Rollvorgang soll möglichst mit eigener Kraft, d. h. nur mit Hilfe der Triebwerke des Flugzeuges durchgeführt werden können. Hierbei soll das Flugzeug sowohl leicht lenkbar als auch ausreichend rollstabil sein. Es wird von ihm verlangt, daß es in der einmal eingeschlagenen Bahnrichtung möglichst lange geradeaus weiterrollt und keine Neigung zum Ausbrechen zeigt. Das Fahrwerk soll ferner das Flugzeug beim Überrollen von Bodenunebenheiten so weich abfedern, daß nur kleine Stoßbeanspruchungen auf die Zelle übertragen werden.

Das Fahrwerk muß so ausgelegt sein, daß sowohl beim Start als auch beim Landevorgang der zur Abhebe- bzw. Landegeschwindigkeit gehörige Anstellwinkel erreicht werden kann.

Während der Landung muß das Fahrwerk imstande sein, die aus der Sinkgeschwindigkeit resultierende kinetische Energie aufzunehmen und weitestgehend umzuwandeln, damit das Flugzeug nach dem Aufsetzen nicht gleich einem Gummiball erneut in die Luft geschleudert wird. Weiterhin soll das Fahrwerk ermöglichen, das Flugzeug beim Ausrollen nach der Landung so zu bremsen, daß die gesamte Landeenergie auf einer möglichst kurzen Strecke aufgenommen wird.

Damit das Beladen und Betanken leicht und bequem erfolgen kann, ist es zweckmäßig, das Flugzeug am Boden durch das Fahrwerk in horizontaler Lage zu halten.

Auf das Fahrwerk entfällt ein großer Teil des Gesamtwiderstandes des Flugzeuges. Für Schnellflugzeuge muß daher verlangt werden, daß das Fahrwerk während des Fluges eingezogen werden kann.

Das Fahrwerk ist mit etwa 5 bis 6 Prozent erheblich am Gesamtfluggewicht beteiligt. Diese Tatsache wiegt um so schwerer, als das Fahrwerk während des Fluges nicht benötigt wird. Aber alle Bestrebungen, das Fahrwerk ganz wegzulassen, scheiterten bisher daran, daß noch keine andere den gleichen Anforderungen genügende Lösung gefunden wurde.

An das Fahrwerk werden somit eine ganze Reihe sich teilweise sogar widersprechender Anforderungen gestellt.

1.2 Beanspruchungen der Fahrwerksstreben

Das Fahrwerk unterliegt beim Rollen, Starten und vor allem bei der Landung starken Beanspruchungen. Für die Berechnung von Flugzeugfahrwerken bestehen daher wie für alle anderen Bauteile des Flugzeuges Vorschriften und Richtlinien. In den Lastannahmen und Bauvorschriften werden eine Reihe von Lastfällen, d. h. mögliche Beanspruchungen der Fahrwerke, berücksichtigt, die jedoch im Rahmen dieser Abhandlung nicht eingehend behandelt werden können. Im folgenden soll daher nur das Grundsätzliche über die auftretenden Beanspruchungen dargestellt werden.

Am Boden treten neben dem als Vertikalkraft wirkenden Flugzeuggewicht beim Kurvenrollen Zentrifugalkräfte auf. Die dadurch quer zur Bewegungsrichtung entstehende Beanspruchung des Fahrwerkes muß folgender Gleichung genügen:

$$n_s = \frac{P_z}{G} = \frac{v^2}{g \cdot r}$$

Hierbei bedeuten: n_s = seitliches Lastvielfaches
 P_z = Zentrifugalkraft in kg
 G = Gewicht des Flugzeuges in kg
 v = Rollgeschwindigkeit in m/s
 r = Kurvenradius in m
 g = Erdbeschleunigung 9,81 m/s²

Der Wert n_s wird vorgeschrieben. Er beträgt für Heckradfahrwerke etwa 0,5 und für Bugradfahrwerke etwa 0,7.

Beim Rollen sind noch verschiedene Stoßkräfte mit unterschiedlichen Wirkungsrichtungen zu berücksichtigen, z. B. beim Überrollen von Bodenunebenheiten, beim Manövrieren ohne eigene Kraft usw.

Während der Start noch keine übermäßig großen Anforderungen an das Fahrwerk stellt, tritt die stärkste Beanspruchung bei der Landung auf. Aus der kinetischen Energie des sinkenden Flugzeuges errechnet sich die erforderliche Arbeitsaufnahme des Hauptfahrwerkes aus

$$A = \frac{m_{\text{red}} \cdot v_{\text{st}}^2}{2} \quad \left[\text{kgm} \right]$$

Hier bedeutet m_{red} die auf den Angriffspunkt der Stoßkraft resultierenden reduzierte Gesamtmasse des Flugzeuges, die sich ergibt aus

$$m_{\text{red}} = \frac{m}{1 + \left(\frac{a}{i_y} \right)^2} \quad \left[\frac{\text{kg} \cdot \text{s}^2}{\text{m}} \right]$$

m = Gesamtmasse des Flugzeuges in $\frac{\text{kg} \cdot \text{s}^2}{\text{m}}$

a = Abstand der Stoßkraftresultierenden vom Flugzeugschwerpunkt in m

i_y = Trägheitsradius des Flugzeuges um die Querachse in m

v_{st} stellt die maximal auftretende sichere Stoßgeschwindigkeit dar, die in die Festigkeitsrechnung moderner Flugzeuge mit 4 bis 5 m/s in die Rechnung eingesetzt wird.

Eine Bestimmung der am Fahrwerk angreifenden Kräfte aus der vorstehenden erforderliche Arbeitsaufnahme zeigt, daß hierbei je nach Verwendungszweck des Flugzeuges das 2,2- bis 3,5-fache der Lande-Radlast auftritt.

Ein weiterer Lastfall, der im Zusammenhang mit der Landung auftreten kann und der für die Berechnung des Fahrwerkes berücksichtigt werden muß, ist die Schiebelandung. Sie entsteht, wenn die Windrichtung nicht parallel zur Landebahn verläuft. In diesem Fall bildet die Flugzeuflängsachse mit der Bewegungsrichtung einen mehr oder weniger großen Winkel. Beim Aufsetzen werden dadurch außer dem Vertikalstoß auch noch Seitenkräfte am Fahrwerk wirksam (siehe Bild 3).

Wird andererseits die Bewegungsrichtung der Flugzeuflängsachse mit der Landebahnrichtung durch Steuerbewegung zur Deckung gebracht, so ist hierzu ein mehr oder weniger großer Hängewinkel (Drehung um die Längsachse) des Flugzeuges erforderlich. Das Flugzeug wird also mit dem dem Seitenwind-zugekehrten Fahrwerk zuerst aufsetzen, welches dadurch eine besonders hohe Beanspruchung erfährt.

1.3 Beanspruchungen der Reifen

Die aus dem Anwachsen der Fluggeschwindigkeiten resultierende Steigerung der Landegeschwindigkeiten führte zu Schwierigkeiten im Hinblick auf die Reibbeanspruchung der Reifen. Die während des Fluges in Ruhe befindlichen Räder müssen beim Aufsetzen in Bruchteilen von Sekunden auf eine Umfangsgeschwindigkeit gebracht werden, die der Landegeschwindigkeit entspricht. Die Länge der Abriebspuren auf der Betonbahn zeigt, daß die Beschleunigung der Räder bei einer normalen Landung während $\frac{2}{3}$ bis $\frac{3}{4}$ Radumdrehungen erfolgt. Die rauhe Betonbahn wirkt hierbei wie eine Schmirgelscheibe und zerstört die Gummioberfläche durch die auftretenden hohen Temperaturen. Der Reibungsbeiwert steigt noch dadurch erheblich an,

weil der Gummi hierbei teigig wird und auf der Betonbahn festkleben will. Die dadurch entstehenden nach hinten gerichteten Reibungskräfte beanspruchen insbesondere bei Einbeinfahrwerken die Federbeine sehr stark auf Biegung, was zu einem Verklemmen der Federung führen kann. In diesem Falle muß die gesamte Landestoßenergie von der Bereifung allein aufgenommen werden, wodurch unkontrollierbar hohe Kräfte in den Federbeinen entstehen. Diese Kräfte bedingen wiederum eine weitere Steigerung der Bodenreibungskraft, was schließlich die Zerstörung der Reifen zur Folge haben kann.

Als Abhilfemaßnahme gegen diese hohen Beanspruchungen begann man zunächst, die Räder vor dem Aufsetzen durch Elektro- oder Hydraulikmotoren auf eine genügend große Umfangsgeschwindigkeit zu beschleunigen. Die hierfür erforderlichen Antriebsleistungen sind jedoch nicht unerheblich. Aber gerade kurz vor der Landung stehen infolge der gedrosselten Triebwerke nur geringe elektrische und hydraulische Leistungen zur Verfügung, so daß sich relativ lange Beschleunigungszeiten ergeben. Diese würden ein sehr frühzeitiges Ausfahren des Fahrwerkes erforderlich machen.

Eine in diesem Zusammenhang teilweise günstigere Lösung stellt die Anwendung des Schwinghebelfahrwerkes dar. Hierbei sitzt das Rad auf einem Hebel, der bei Stoßbeanspruchung nach hinten wegschwingen kann, ohne daß die Federstrebe ein Biegemoment aufnehmen muß.

2. Entwicklung der Fahrwerksbauarten

Im Verlaufe der Flugzeugentwicklung fanden bereits die verschiedensten Fahrwerkstypen Anwendung. Jedoch als erste einheitliche Bauform, die bis zum zweiten Weltkrieg vorherrschend blieb, bürgerte sich das Heckradfahrwerk ein.

Bedingt durch die Steigerung der Landegeschwindigkeit führte die Entwicklung weiter zu dem heute vorherrschenden Bugradfahrwerk.

Schließlich ist als neueste Fahrwerkskategorie noch das Tandemfahrwerk mit seitlichen Stützrädern hinzugekommen. Seine Einführung insbesondere bei Schnellflugzeugen hat ihre Ursache in den Unterbringungsschwierigkeiten der bisherigen Fahrwerke in den extrem dünnen Tragflächen (Bild 1).

Die vorgenannten drei Fahrwerksanordnungen sind die heute bedeutungsvollsten. Hinzu kommen noch einige Sonderausführungen wie z. B. Schwimmer, Schneekufen usw.

In den folgenden Abschnitten sollen diese Fahrwerksanordnungen mit ihren Start-, Lande- und Rolleigenschaften sowie die Gestaltung ihrer wichtigsten Bauteile, wie z. B. Räder, Bremsen, Feder- und Einziehstreben, besprochen werden.

3. Heckradfahrwerk

3.1 Anordnung des Fahrwerkes

Bei diesem Fahrwerk befinden sich die Haupträder vor dem Schwerpunkt und haben zur Sicherung gegen Umkippen des Flugzeuges einen mehr oder weniger großen Abstand von der Flugzeuflängsachse, während das Heck durch einen dritten Auflagepunkt abgestützt wird. Letzterer bestand ursprünglich aus einer gefederten Gleitkufe, Sporn genannt, die etwa um das Jahr 1930 herum durch ein ebenfalls gefedertes Spornrad ersetzt wurde (Bild 2).

Die Anordnung der Fahrwerksräder ist am günstigsten, wenn auf dem Hauptfahrwerk 88 bis 92 Prozent und auf dem Heckrad 12 bis 8 Prozent des gesamten Fluggewichtes ruhen. Ein Flugzeug mit einem derartigen Fahrwerk besitzt außerdem, wenn es am Boden steht, einen großen Anstellwinkel von etwa 10 bis 12°, was für den Startvorgang von großem Vorteil ist (Bild 3).

3.2 Start- und Landevorgang

Beim Start rollen Flugzeuge mit Heckradfahrwerk zunächst in Dreipunktlage an. Wird der für die Höhenrudervirkung ausreichende Staudruck erreicht, gibt der Flugzeugführer Höhenruder in Richtung „Drücken“, bis das Flugzeug in etwa horizontaler Lage, d. h. mit dem kleinsten Widerstand, den größten Teil der Startstrecke durchrollt. Kurz vor dem Abheben wird ein Höhenruderausschlag in Richtung „Ziehen“ gegeben, wobei das Flugzeug schwanzlastig wird und noch vor Bodenberührung des Heckrades infolge des nunmehr vorhandenen großen Anstellwinkels und damit auch ausreichenden Auftriebes von selbst abhebt. Es fliegt nun in der einmal eingesteuerten Lage weiter, ohne daß große Änderungen des Höhenrunderwinkels erforderlich sind.

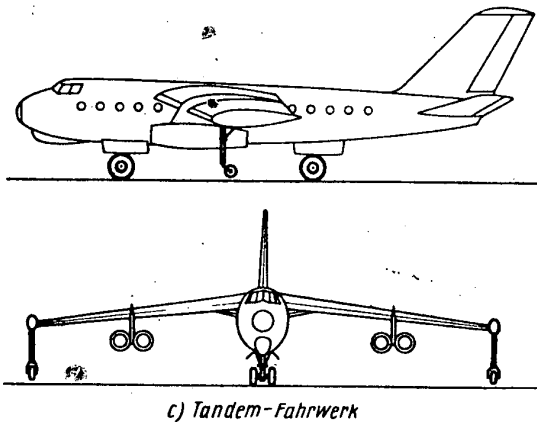
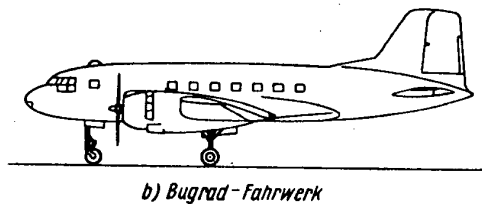
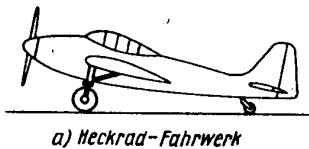


Bild 1. Wichtigste Fahrwerksanordnungen

Da die Bodenkraft am Hauptfahrwerk mit zunehmendem Auftrieb allmählich nachläßt und schließlich ganz verschwindet, verläuft der Startvorgang außerordentlich stabil, was vom Flugzeugführer als sehr angenehm empfunden wird.

Bei der Landung setzt das Flugzeug mit Heckradfahrwerk am zweckmäßigsten in Dreipunktlage auf. Da der Steuerknüppel während des Aufsetzens in derselben Lage verbleiben kann, ergibt sich auch für die Landung ein sehr einfacher Steuervorgang. Gerade wegen dieser leichten Start- und Landetechnik hatte sich das Heckradfahrwerk in der Vergangenheit so stark durchgesetzt. Auch heute noch sind zahlreiche Flugzeuge mit dieser Fahrwerksanordnung ausgerüstet.

Ungünstiger liegen die Verhältnisse allerdings, wenn die Landung nicht einwandfrei durchgeführt wird. Ist z. B. die Landegeschwin-

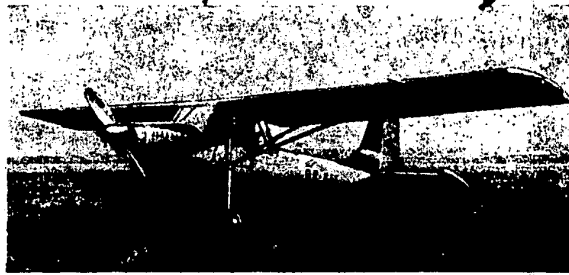


Bild 2. Flugzeug mit Heckradfahrwerk Avia L-60 „Brigadyr“

digkeit wesentlich größer als vorgesehen oder liegt eine zu große Sinkgeschwindigkeit vor, so setzt das Flugzeug mit den Haupträdern zuerst auf. Da die letzteren vor dem Schwerpunkt angeordnet sind, entsteht durch den Landestoß ein schwanzlastiges Drehmoment, der Anstellwinkel vergrößert sich erheblich, infolge der noch zu hohen Landegeschwindigkeit nimmt der Auftrieb zu, das Flugzeug hebt erneut ab und führt einen Sprung aus.

Da das Flugzeug während des Sprunges nicht mehr einwandfrei gesteuert werden kann, erfolgt das zweite Aufsetzen meistens mit einem wesentlich stärkeren Stoß als beim ersten Mal. Das ist der Grund, warum bei Flugzeugen mit Heckrad-Fahrwerken bei dieser erneuten Bodenberührung die meisten Fahrwerksbrüche eintreten.

In Zusammenhang mit der Landung steht auch die Forderung nach einer weichen Federung, aber nicht zu großer Gesamteinfederung. Der Federung muß daher eine Vorspannung gegeben werden, die etwa so groß ist, daß sie beim Rollen mit kleinstem Landegewicht bereits anspricht. Da die Arbeitsaufnahme der Bereifung sehr klein ist, wird auch schon bei kleinsten Sinkgeschwindigkeiten ein Stoß von mehr als der Größe der Vorspannung auf die Flugzeugzelle übertragen. Dieser Umstand ist mit dafür verantwortlich, daß Flugzeuge mit Heckradfahrwerk so stark zum Springen neigen, wenn sie nicht in Dreipunktlage landen.

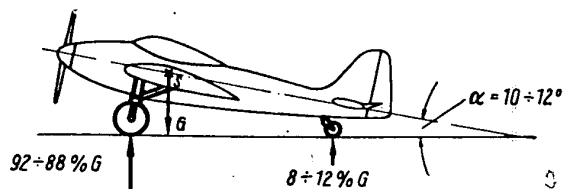


Bild 3. Gewichtsverteilung und Anstellwinkel beim Heckradfahrwerk

Aber auch in Dreipunktlage kann das Flugzeug wieder abheben, wenn das Hauptfahrwerk schneller als das Heckrad ausfedert. Die Dämpfung aller Federbeine muß daher sorgfältig aufeinander abgestimmt sein.

3.3 Rolleigenschaften

Nach der Betrachtung von Start und Landung sollen im folgenden noch die Rolleigenschaften des Flugzeuges mit Heckradfahrwerk besprochen werden. Hierbei tritt ein großer Nachteil dieser Fahrwerksanordnung zutage: sie ist nicht rollstabil.

Bewegt sich der Schwerpunkt des Flugzeuges nicht in dessen Längsachse, wie dies z. B. nach einer Schiebelandung der Fall ist, so wird durch die am Hauptfahrwerk auftretenden Seitenkräfte ein Drehmoment um den Schwerpunkt eingeleitet, das

den Winkel zwischen Bewegungsrichtung und Flugzeuglängsachse vergrößern will (Bild 4).

Bei einer Schiebelandung muß daher der Flugzeugführer rechtzeitig einen Seitenruderausschlag geben oder einseitig bremsen, um mit Hilfe des dadurch hervorgerufenen Gegenmomentes ein Ausbrechen des Flugzeuges zu vermeiden. Zur Erreichung des gleichen Zieles sind bei einigen Flugzeugen die Hauptträger schwenkbar angeordnet und mit Nachlauf versehen, d. h. der Bodenberührungspunkt des Rades liegt hinter der Federbein- achse. Durch die Seitenkräfte werden sie in die Bahnrichtung des Schwerpunktes gedreht, und das Flugzeug rollt mit einem Schiebewinkel in dieser Richtung weiter.

Allerdings sind auch bei starrem Heckradfahrwerk kleine Schiebewinkel noch gefahrlos, da das Hauptfahrwerk infolge seiner Elastizität bis zu 2° verformbar ist und die Räder auch beim Walken noch normal abrollen.

Wird durch einseitiges Gasgeben oder Bremsen ein Kurvenrollen eingeleitet, so werden im Flugzeugschwerpunkt Zentri-

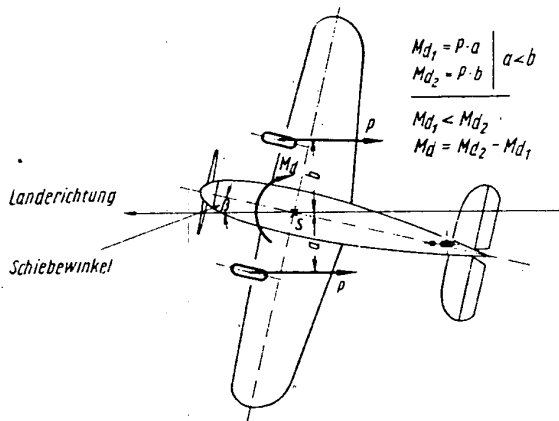


Bild 4. Schiebelandung mit Heckradfahrwerk

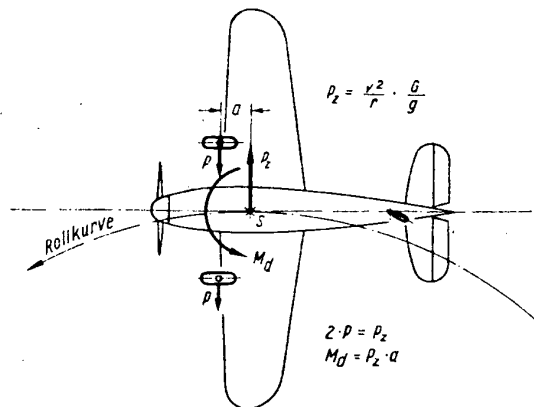


Bild 5. Kurvenrollen mit Heckradfahrwerk

fugalkräfte wirksam, die in den Seitenkräften am Hauptfahrwerk ihre Gegenkraft finden (Bild 5).

Diese Seitenkräfte erzeugen aber um den Schwerpunkt ein Drehmoment, welches das Flugzeug in Richtung der eingeleiteten Kurve weiter eindrehen will. Bei höheren Rollgeschwindigkeiten sind diese Kräfte schon bei großen Kurvenradien recht erheblich. Also bereits bei kleinen Korrekturen der Rollrichtung, wie sie z. B. unmittelbar nach der Landung notwendig werden können, ist mit ihnen zu rechnen. Der Flugzeugführer muß dann durch

einen sofortigen Seitenruderausschlag eine Gegenkraft am Leitwerk erzeugen, die dem oben beschriebenen Drehmoment das Gleichgewicht hält.

Wird bei kleineren Rollgeschwindigkeiten, bei denen die Seitenruderwirkung noch nicht ausreicht, eine zu enge Kurve gerollt, so geht das Flugzeug von selbst in eine noch engere Kurvenbahn über. Infolge der hierdurch bedingten Vergrößerung der Seitenkräfte kann das Fahrwerk unter Umständen abbrechen.

Wenn in einer Kurve zusätzlich gepremst wird, dann wirkt an der Bodenberührungsfläche des Reifens außer der radial nach innen gerichteten Seitenkraft auch noch senkrecht dazu in der Horizontalen die Bremskraft. Hierbei kann bei glattem, z. B. vereistem Boden der Fall eintreten, daß die Resultierende aus Seiten- und Bremskraft am weniger beanspruchten Innenbahnrad größer als die vertikal wirkende Belastung dieses Rades ist. Der Reibschluß ist dann nicht mehr ausreichend, das Innenbahnrad gerät ins Rutschen und damit dreht das Flugzeug aus der Kurve wieder in die Gerade zurück (Bild 6).

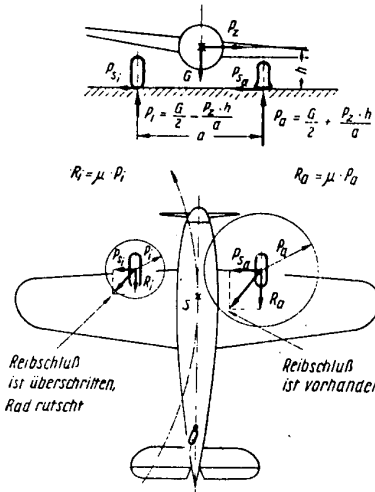


Bild 6. Bremsen im Kurvenrollen mit Heckradfahrwerk

Hatte der Flugzeugführer z. B. ein Bremsmoment zur Verkleinerung des Rollkreises eingeleitet, um einer anderen Maschine auszuweichen, so tritt durch das Bremsen die gegenteilige Wirkung ein und ein Unfall ist unvermeidbar.

4. Zusammenfassung

Das Heckradfahrwerk bewährt sich für Start und einwandfrei durchgeführte Landung durchaus. Jedoch besitzt diese Fahrwerksanordnung auch eine Reihe von Nachteilen:

- a) Infolge der Schräglage des Rumpfes am Boden (10 bis 12°) ist die Beladung und Betankung schwierig. Die Fluggäste empfinden diese Lage als unbequem.
- b) Bei der Landung besteht Neigung zum Springen.
- c) Bedingt durch eine ungenügende Rollstabilität besteht Ausbrechgefahr bei Landung und Kurvenrollen.
- d) Auf glattem Boden ergibt sich eine schlechte Rollsteuerbarkeit.

Die unter b) bis d) genannten Schwierigkeiten nehmen mit steigender Geschwindigkeit zu. Bei Landegeschwindigkeiten von mehr als 100 km/h machen sie sich bereits sehr unangenehm bemerkbar, und bei solchen von über 150 km/h werden sie unerträglich. Daher war man gezwungen, bei Erreichung höherer Landegeschwindigkeiten eine andere Fahrwerksanordnung zu verwenden.

Flu 134 (wird fortgesetzt)

Zweck und Bedeutung der Attrappe im Flugzeugbau

Von Obering. E. Wolf

DK 629.135.001.572

Beim Neuentwurf eines Flugzeuges, ganz gleich, für welchen Verwendungszweck es vorgesehen ist, muß es als oberstes Gebot gelten, die Innenräume bei voller Gewährleistung aller an sie gestellten Anforderungen so knapp wie möglich zu bemessen, oder mit anderen Worten: alle im Flugzeug enthaltenen freien Räume möglichst weitgehend auszunutzen. Jeder ungenutzte Raum vermindert die Wirtschaftlichkeit eines Flugzeuges. Er bedeutet unnötiges Gewicht und zusätzlichen Widerstand, wodurch sich einerseits die Herstellungskosten, andererseits der Kraftstoffverbrauch und im Zusammenhang damit die laufenden Betriebskosten erhöhen.

In gewisser Weise ist ein Vergleich mit einem Wohnhaus möglich, bei dem Herstellungspreis und laufende Unkosten sich ebenfalls nach den Kubikmetern des umbauten Raumes richten. Dieser Vergleich ist jedoch unzulänglich, denn bei einem Haus, an dem zum Beispiel ein zusätzlicher Erker angebaut werden soll, ist der Mehraufwand mit dem umbauten Raum des Erkers ausgestanden. Wesentlich größere Auswirkungen hätte eine entsprechende Raumvergrößerung bei einem Flugzeug. Nehmen wir an, der Rumpf eines Verkehrsflugzeuges, der ja die wesentlichen Nutzräume enthält, soll in seinem Volumen um ein gewisses Maß vergrößert werden, um beispielsweise mehr Raum zwischen den Sitzen zu schaffen. Das auf diese Weise entstehende Mehrgewicht des Rumpfes zieht eine ganze Reihe weiterer Gewichtserhöhungen nach sich: Es muß die Flügelfläche um den entsprechenden Betrag vergrößert und die Konstruktion verstärkt werden, wodurch sich das Gewicht des Tragflügels erhöht. Die vergrößerte Flügelfläche wiederum bedingt eine Vergrößerung der Leitwerke und damit eine weitere Gewichtszunahme. Die so entstandenen Vergrößerungen von Abmessung und Gewicht verlangen höhere Triebwerksleistung und eine Vermehrung des Kraftstoffvorrates, was wiederum größere Behälterräume erfordert.

Diese genannten Auswirkungen erfordern weiter eine Verstärkung des Fahrwerkes und damit eine nochmalige Steigerung des Gewichtes.

Diese wie eine Schraube ohne Ende anmutenden Wechselbeziehungen ergeben letzten Endes einen Faktor, mit dem ein eingebautes zusätzliches Gewicht multipliziert werden muß, um den Einfluß auf das Abfluggewicht zu ermitteln. Dieser Faktor beträgt je nach Reichweite des betreffenden Flugzeuges etwa 2,5 bis 5. Dies bedeutet, daß, wenn es gelingt, durch geschickte Raumausnutzung zum Beispiel 100 kg Rumpfgewicht zu sparen, das Abfluggewicht des Flugzeuges um 250 bis 500 kg geringer wird bzw. daß die Nutzlast um etwa diesen Wert erhöht werden könnte.

Die vorstehenden Betrachtungen sollen zeigen, in welchem Maße eine mehr oder weniger geschickte Raumausnutzung beim Projektieren eines Flugzeuges sich auswirkt und welche Bedeutung dieser Frage deshalb zukommt.

Natürlich bedient sich der Projektteur zu deren Lösung zunächst des universellen Hilfsmittels des gestaltenden Ingenieurs, der Zeichnung. Ein endgültiges, breites Urteil über Zweckmäßigkeit, Bequemlichkeit und Nutzwert der vorgesehenen Räume sowie über ihre ästhetische Wirkung auf den zukünftigen Benutzer kann jedoch nur durch praktisches Studium am tatsächlichen Objekt gewonnen werden. Zu diesem Zweck werden die im

zeichnerischen Entwurf festgelegten Verhältnisse in einer mehr oder weniger provisorischen Form als Attrappe dargestellt, um sie von einem möglichst großen Kreis durch praktische Benutzung erproben und begutachten zu lassen.

Die attrappenmäßige Darstellung gestattet es, durch die Möglichkeit, auf einfache Weise Änderungen und Ergänzungen auszuführen, einem Optimum in der Gestaltung nahe zu kommen. Gewisse Fragen aber lassen sich überhaupt nur durch praktische Handhabung entscheiden, so die Zugänglichkeit, Bedienbarkeit und Wartbarkeit von Geräten, die Übersichtlichkeit und die Ablesbarkeit der Instrumente; die handliche Anordnung der Bedienorgane usw. Hierfür ist die Attrappe ein unentbehrliches Hilfsmittel für den Projektteur und den Konstrukteur, das ihnen die Möglichkeit gibt, das Endprodukt in ausgereifter Form herauszubringen.

Bereits im frühen Stadium einer Neuentwicklung bedient man sich der Attrappe, um gewisse wichtige Bereiche durch Teiluntersuchungen vorzuklären. In den ersten Anfängen sind es oft nur roh zusammengezimmerte Lattengerüste, die dazu dienen, irgendwelche Raumwirkungen oder Sichtverhältnisse zu studieren. Im Ablauf der Entwicklung wird auch die Ausführung derartiger Attrappen vervollständigt und verfeinert. Wenn die einzelnen Teiluntersuchungen zu befriedigenden Lösungen geführt haben, werden die gewonnenen Ergebnisse in einer endgültigen Gesamtattrappe dargestellt. Mit besonderer Sorgfalt müssen derartige Untersuchungen an der Ausgestaltung und Ausrüstung des Besatzungsraumes, dem Herzen des Flugzeuges, durchgeführt werden. Hier sind eine Reihe von Bedingungen zu erfüllen, um der Besatzung die Führung des Flugzeuges zu erleichtern, sie vor Ermüdung auch bei längerer Flugdauer zu bewahren und Fehlbedienungen zu vermeiden. Die ständig unter Kontrolle zu haltenden Instrumente müssen in günstiger Lage des Blickfeldes liegen und so geordnet sein, daß sie trotz ihrer Vielzahl keinen verwirrenden Eindruck hervorrufen und andererseits auf so gedrängtem Raum Platz finden, daß sie weder die Bewegungsfreiheit noch die Sicht nach außen nennenswert beschränken. Alle Bedienorgane zum Beispiel für die Steuerung, die Triebwerkregulierung, die Durchführung des Start- und Landemanövers usw. müssen in bequemer, erreichbarer Lage angeordnet und so ausgebildet sein, daß trotz ihrer großen Zahl eine Verwechslung vermieden wird. Die Fenster müssen so beschaffen sein, daß sie in jeder Fluglage genügend Sicht gewährleisten, wobei aus Gewichtsgründen die Fensterfläche so knapp wie möglich gehalten werden muß. Die Sitze müssen eine ruhende Körperhaltung ermöglichen, ohne die Besatzungsmitglieder bei ihrer Arbeit zu behindern. Sie müssen außerdem in ihrer Lage zu den Bedienorganen verstellbar sein, um verschiedenen Körpergrößen und -proportionen Rechnung zu tragen.

Obwohl diese Probleme grundsätzlich immer wieder die gleichen sind und gewisse Bezugsmaße auch festliegen, kann von einem etwa genormten Flugzeugführerraum bei weitem keine Rede sein. Praktisch verlangt jeder neu ausgelegte Typ auch eine Neuauslegung des Besatzungsraumes. Hierbei stellt die Attrappe ein unumgängliches Hilfsmittel dar.

Sind die Grundabmessungen des Raumes durch eine rohe Nachbildung, bei der meist nur die hauptsächlichlichen Begrenzungskonturen dargestellt werden, ermittelt, wird die Attrappe weiter

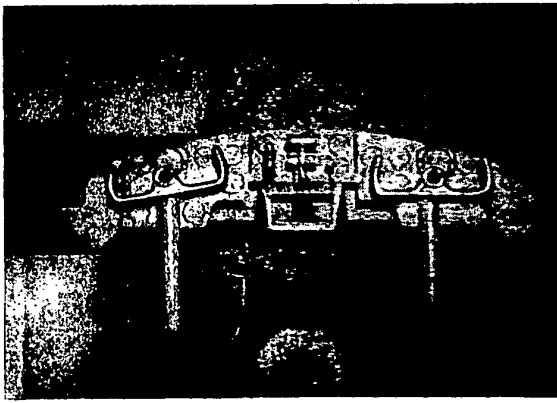


Bild 1. Blick auf den Platz der Flugzeugführer, Voratruppe

vervollständigt oder wahrscheinlicher durch eine neue, sorgfältiger gebaute ersetzt, die womöglich schon ein Bestandteil der endgültigen Gesamtattrappe werden kann. In ihr werden weitgehend alle Ausrüstungsteile wie Geräte, Instrumente und Bedienorgane angebracht bzw. auch nur angedeutet, um ihre Anordnung zueinander und zum Benutzer zu studieren. Hierzu werden üblicherweise nur die sichtbaren Teile dargestellt, d. h. zum Beispiel nur die Zifferblätter der Instrumente und die Handgriffe von Bedienorganen.

In Bild 1 ist eine darartige Attrappe des Besatzungsraumes gezeigt, die in ihrer Ausführung bereits einen gewissen Grad der Vervollkommenheit, noch nicht aber die letzte Reife erlangt hat. Bild 2 zeigt im Vergleich dazu etwa dieselbe Ansicht des Besatzungsraumes in ausgereifter Form als Bestandteil der endgültigen Gesamtattrappe.

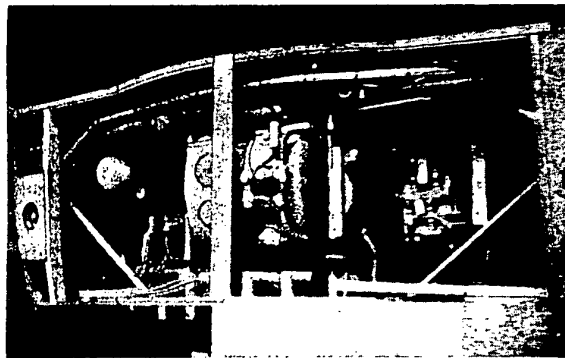


Bild 3. Attrappendarstellung eines Geräteraumes

Bei dieser Ausführung werden teilweise Originalgeräte eingebaut und die von Bedienorganen abgehenden Übertragungsglieder, die zum Teil unsichtbar hinter Verkleidungen liegen, ebenfalls dargestellt.

Ähnliche, wenn auch weniger umfangreiche Untersuchungen an Hand von Attrappen erfordert der Einbau der Geräte, die, weil sie keine unmittelbare Bedienung erfordern, außerhalb des Besatzungsraumes, meist in besonderen Geräteräumen, untergebracht werden. Es handelt sich dabei im wesentlichen um Geräte der Funkanlage, Ventile, Armaturen, Steuer- und Regelgeräte der Hydraulik, Kraftstoff- und Feuerlöschanlage usw. Ihre übersichtliche Unterbringung auf engstem Raum mit

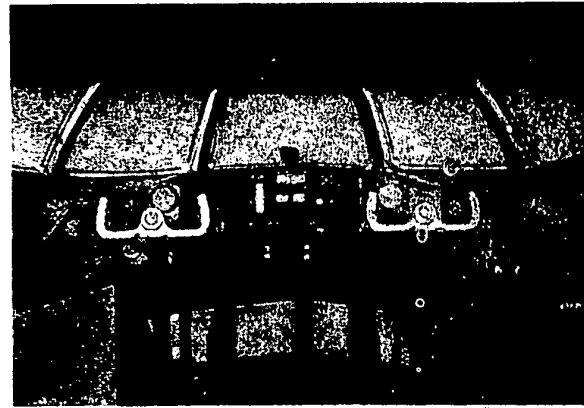


Bild 2. Blick auf den Platz der Flugzeugführer, Hauptattrappe

guter Zugänglichkeit zwecks Kontrolle und Wartung jedes einzelnen Gerätes kann auf zeichnerischem Wege allein nicht erreicht werden. Bild 3 zeigt den Blick in einen derartigen Geräteraum in Attrappendarstellung.

Einen besonderen Schwerpunkt in der attrappenmäßigen Klärung bildet die Ausstattung und Innenarchitektur der Passagierkabine und der dazugehörigen Nebenräume wie Küche, Toilette usw., da von deren Einrichtung der Verkaufswert und die Marktgängigkeit des Flugzeuges wesentlich beeinflusst werden. Auch hierfür wird schon im frühen Entwicklungsstadium eines Neuentwurfes mit Raumstudien an primitiven Teilattrappen begonnen. Obwohl auch für die Aufteilung der Passagierkabinen in bezug auf Anordnung der Sitze zueinander, ihre Lage zu Tischen und Fenstern, den allgemeinen Raumbedarf usw. gewisse Richtmaße festliegen, ist doch bei jedem Neuentwurf den besonderen Verhältnissen Rechnung zu tragen. Erschwerend wirkt der Umstand, daß hierbei nicht allein die Zweckmäßigkeit und Bequemlichkeit eine Rolle spielen, sondern daß auch in entscheidendem Maße der Publikumsgeschmack beachtet werden muß. Aus diesem Grunde wird die Passagierkabine in der endgültigen Attrappe mit besonderer Sorgfalt und unter weitgehender Benutzung von Originalteilen ausgestattet. Zur Beurteilung der Bequemlichkeit eines Sessels muß zum Beispiel dessen Polsterung auf jeden Fall der späteren Ausführung entsprechen, und um die geschmackliche Wirkung zu prüfen, müssen die Beleuchtungskörper, die Wandbekleidung und der Fußbodenbelag in Originalausführung vorhanden sein.

Bild 4. Inneres der Passagierkabine in Attrappenausführung, gegen Flugrichtung gesehen



Bild 4 zeigt einen Blick in die Attrappe der Passagierkabine eines Verkehrsflugzeuges.

Neben den Leistungen bilden die Ausstattung der Passagierkabine und deren verschiedene Variationsmöglichkeiten das Hauptmerkmal für den Verkaufswert eines Verkehrsflugzeuges. Die Leistungen lassen sich durch Zahlen und Angaben eindeutig bekanntgeben. Die Zweckmäßigkeit und die geschmackliche Wirkung der Passagierkabine kann praktisch jedoch nur am fertigen Objekt nachgewiesen werden. Der heute bei fast allen Luftverkehrsgesellschaften vorliegende starke Bedarf an Flugzeugen zwingt vielfach schon zum Abschluß von Kaufverträgen auf Flugzeuge, die sich noch in Konstruktion befinden. In diesem Fall dient die Attrappe als Vorführmuster. An ihr kann dem Käufer die Berücksichtigung seiner speziellen Wünsche hinsichtlich Anzahl und Anordnung der Sitze, Komfort und Raumgestaltung vorgeführt werden.

Eine schwedische Luftverkehrsgesellschaft hat eine in den Nutzräumen voll ausgerüstete Attrappe eines Passagierflugzeuges zur öffentlichen Benutzung als Restaurant aufgestellt, in welchem dem Besucher in gleicher Weise das geboten wird, was auf einer Luftreise üblich ist. Auf diese Art wird einerseits ein propagandistischer Erfolg erzielt, indem einem breiten Publikum die Annehmlichkeiten des Luftverkehrs vor Augen geführt werden. Andererseits kann auf diese Weise der allgemeine Geschmack

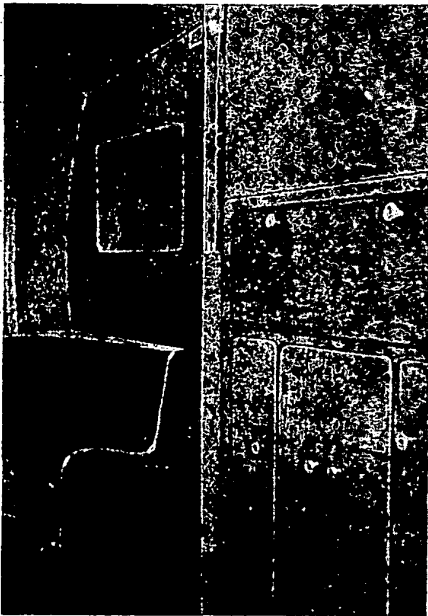


Bild 5
Attrappe der
Anrichte

erforscht werden, da die Besucher dazu angehalten werden, ihre Eindrücke und Anregungen bekanntzugeben.

Bild 5 stellt einen Blick auf die Attrappe der Anrichte dar, die im Flugzeug dazu dient, der Stewardess die Sorge um das leibliche Wohl der Fluggäste zu ermöglichen.

Im Bild ist nur der Zustand des Rohbaues festgehalten. Auch hier gilt es, auf engstem Raum alle Vorräte an Speisen und Getränken mit dem notwendigen Geschirr und den erforderlichen Bestecken unterzubringen, um die gastronomischen Wünsche der Fluggäste während des mehrstündigen Fluges zu befriedigen.

Da es nicht üblich ist, im Mittelstreckenverkehr an Bord Speisen zuzubereiten, werden fertige Gedecke auf Spezialtablets mitgeführt. Ebenso ist es nicht üblich, gebrauchtes Geschirr und Besteck während des Fluges abzuwaschen, da es in bezug auf

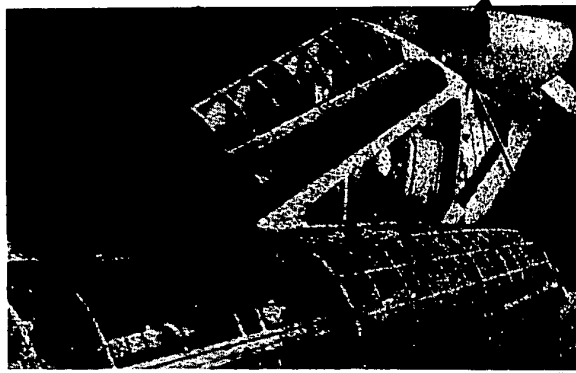


Bild 6. Attrappe des Triebwerkeinbaues

Gewicht günstiger ist, für jeden Fall frisches Geschirr mitzuführen, als das zum Abwaschen notwendige Wasser.

Um die Zeit für die Abfertigung des Flugzeuges bei Zwischenlandungen, wozu auch das Ergänzen der Küchenvorräte gehört, auf ein möglichst kurzes Maß zu beschränken, werden Speisen und Geschirr in Spezialbehältern untergebracht. Nach der Landung werden die Behälter mit benutztem Geschirr bzw. mit leeren Tablets gegen solche mit frischem Geschirr bzw. neuen Gedecken ausgetauscht. In gleicher Weise wird mit den für Heißgetränke wie Kaffee, Tee usw. vorgesehenen Thermosgefäßen verfahren. Die raumsparende Unterbringung all dieser Gegenstände und Vorräte, zu denen noch Wein, Likör, Bier, Limonade, Keks, Konfekt und Rauchwaren kommen, sowie die zweckmäßige Einrichtung des Arbeitsplatzes der Stewardess wäre ohne eingehendes Studium an der Attrappe kaum denkbar. Ähnliche Bedeutung — wenn auch unter ganz anderen Bedingungen — kommt der Attrappe zu bei der Klärung des Triebwerkeinbaues und der damit zusammenhängenden Fragen. Zur Erzielung bester Raumnutzung steht für den Konstrukteur hierbei die Aufgabe im Vordergrund, die Triebwerkverkleidung unter Wahrung einer aerodynamisch guten Form und unter Berücksichtigung aller Forderungen nach Zugänglichkeit und Wartbarkeit sowie der Betriebsbedingungen möglichst eng an den Triebwerkkörper anzupassen.

Bild 6 zeigt die Attrappe einer Triebwerksgondel.

Im Oberteil des Bildes ist der dargestellte Flügelschnitt und der zur Befestigung des Triebwerkes am Flügel dienende Stiel zu sehen. Die Außenhaut ist bei der Attrappe fortgelassen, um den Blick in das Innere freizugeben. Der Vorderteil der Verkleidung (auf dem Bilde links) ist zur Demonstration der Zu-

Bild 7. Ausrüstungen und Rohrleitungen am Triebwerk



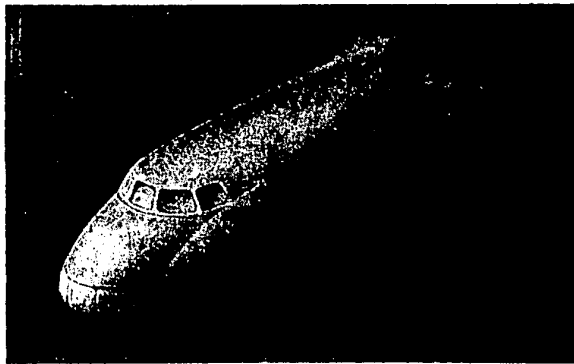


Bild 8. Teilansicht der Attrappe eines Verkehrsflugzeuges

gänglichkeit nach vorn gefahren worden, wie es in der wirklichen Ausführung ebenfalls vorgesehen ist.

Das Bild vermittelt einen guten Eindruck von der Fülle der Einbauten, an sich gegenseitig überdeckenden und kreuzenden Leitungen, Armaturen, Geräten, Behältern usw. und läßt erkennen, daß hier die Gestaltung auf zeichnerischem Wege allein versagen müßte. Noch besser geht dies aus Bild 7 hervor, das einen vergrößerten Ausschnitt aus dem vorherigen Bilde darstellt.

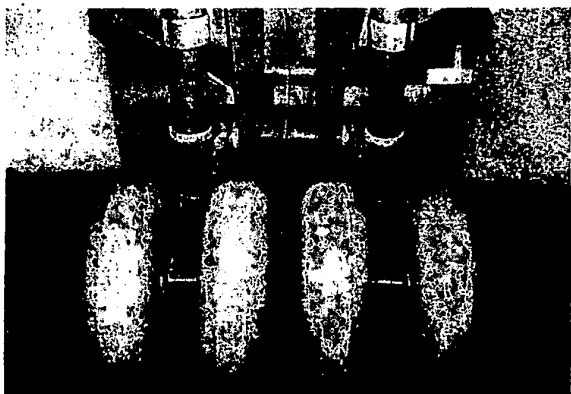
Als Attrappe des einzubauenden Triebwerkes selbst wird meist — wie auch im vorliegenden Falle — ein Originalgerät verwendet, das durch Dauererprobung auf dem Prüfstand oder auf andere Weise seine Lebensdauer überschritten hat und unbrauchbar geworden ist.

Sind die verschiedenen Einzelberichte — wie in Vorstehendem beschrieben — durch Studium an Teilattrappen und deren laufende Vervollständigung und Verfeinerung einer befriedigenden Lösung zugeführt, wird unter teilweiser Verwendung dieser Vorattrappen die endgültige sogenannte Konstruktionsattrappe gebaut, die praktisch eine Nachbildung des gesamten Flugzeuges darstellt.

Bild 8 zeigt eine Teilansicht der Konstruktionsattrappe eines Verkehrsflugzeuges.

Bei dieser Konstruktionsattrappe, die im wesentlichen aus Holz aufgebaut und auch mit Sperrholz beplankt ist, werden weitestgehend, die bei der vorangegangenen konstruktiven Vorklärung ermittelten Verhältnisse in bezug auf statisches System und Dimensionen nachgeahmt. Sie soll dazu dienen, einen möglichst naturgetreuen Eindruck von dem zukünftigen

Bild 9. Attrappe des Hauptfahrwerkes



Produkt zu geben. An ihr werden auch bestimmte kinematische Vorgänge funktionsmäßig dargestellt, um die Freizügigkeit in allen Stellungen wie auch die Bewegungsvorgänge kontrollieren zu können. Dazu gehören das Aus- und Einfahren der Lande-hilfen, das Öffnen und Schließen der Fahrwerksklappen, das Aus- und Einfahren der Fahrwerke usw.

In Bild 9 ist das Hauptfahrwerk, in Bild 10 das Bugfahrwerk gezeigt.

Während das Ein- und Ausfahren der Fahrwerke in Wirklichkeit hydraulisch mittels Arbeitszylinder betätigt wird, geschieht es in der Attrappe auf primitive Weise durch Drahtseil (auf den Bildern sichtbar), während der Arbeitszylinder nur in seinen Abmessungen nachgebildet ist.

Bild 10
Attrappe des
Bugfahrwerkes

Besonderer Wert auf wirklichkeitsgetreue Nachbildung wird bei der Verlegung von Rohrleitungen in der Konstruktionsattrappe gelegt. Bei der großen Zahl der in ein Flugzeug einzubauenden Leitungen für Kraftstoff, Hydraulik, Klimaanlage, Enteising, Feuerlöschanlage und den meist komplizierten Formen, in die die einzelnen Rohre gebogen werden müssen, wäre eine eindeutige zeichnerische Darstellung sehr umständlich und würde trotzdem kaum eine genaue Fertigung danach ermöglichen. Deshalb werden die in der Attrappe durch Anpassen geformten Rohre häufig als Muster für die Fertigung verwendet. Auf diese Weise können die einzelnen Leitungselemente ohne zeitraubende Anpaßarbeit bei der Endmontage bereits vorab angefertigt werden.

Der Hauptzweck der Konstruktionsattrappe besteht jedoch darin, dem Auftraggeber und dem Kunden das Produkt bereits mit Abschluß der Projektierungsarbeiten materiell vor Augen zu führen, also zu einem Zeitpunkt im Entwicklungsablauf, zu dem Anregungen und Änderungswünsche bei der Konstruktion noch berücksichtigt werden können. Außerdem dient sie dazu, über das Ergebnis der Projektierung eine fachliche Beurteilung von unvoreingenommener Seite zu erlangen, bevor das Erzeugnis in der Konstruktion und der Fertigung verwirklicht wird. Zu diesem Zweck tritt nach Fertigstellung der Konstruktionsattrappe die Staatliche Attrappenkommission zusammen, die in verschiedene Fachgruppen unterteilt ist und sich aus führenden

Spezialisten der staatlichen Verwaltung und anderer neutraler Stellen zusammensetzt.

Diese Kommission führt eine eingehende Besichtigung der dargestellten Attrappe durch und faßt den Befund in einem Protokoll zusammen. In diesem Protokoll werden etwaige Änderungsvorschläge der Kommission festgehalten und die Empfehlung ausgesprochen, das in der Attrappe dargestellte Projekt — evtl. unter bestimmten Bedingungen — zu genehmigen oder auch abzulehnen.

In unserer staatlich gelenkten Wirtschaft bildet somit das Attrappenprotokoll als Ergebnis einer kollektiven Beratung die Grundlage für die Entscheidung des Leiters der Verwaltung

über die weitere Behandlung des Projektes und seine Freigabe zur Konstruktion.

Für das ausführende Werk bedeutet die Abnahme der Attrappe ein wichtiges Zwischenziel im Ablauf der Entwicklung eines neuen Musters, da damit die allgemeine Auslegung des Projektes als richtig anerkannt und der verantwortliche Chefkonstrukteur im gewissen Sinn entlastet wird. Setzt auch der Bau der verschiedenartigen Attrappen einen erheblichen Aufwand an Arbeitszeit und Material voraus, so ist er doch im Interesse hoher Qualität des Flugzeuges unentbehrlich. Es geht schließlich auch hier darum, den Erzeugnissen unserer Deutschen Demokratischen Republik Weltgeltung zu verschaffen.

Flu 135

Die Technik der Prüfung von Flugzeug-Bordgeräten

Von Ing. E. Lehmann und Mitarbeitern

DK 629.135.05.001.4

Wer ein Flugzeug betritt, um eine Luftreise zu unternehmen, wird es kaum versäumen, wenn ihm dazu Gelegenheit geboten wird, einen Blick in den Flugzeugführerraum des Flugzeugs zu werfen. Im Zeitalter des Schnellverkehrs ist eine Fahrt im Auto, in der Eisenbahn oder auf einem Schiff eine solche Selbstverständlichkeit, daß sich niemand mehr Gedanken darüber macht, welche Aufgaben die Lenkung dieser Verkehrsmittel erfordert.

Die Führung des Flugzeugs stellt an den Flugzeugführer Anforderungen, die aus der Natur der Sache heraus weit über das hinausgehen, was alle anderen Verkehrsmittel verlangen. Es ist

Geräte, die alle aus Werkstoffen hergestellt sind, die ebenso wie der menschliche Organismus äußeren Einflüssen, z. B. Temperatur, Luftdruck usw., unterliegen, müssen dem Flugzeugführer die absolute Sicherheit geben, daß sie jederzeit die ihnen gestellten Funktionen erfüllen.

Das Hauptmerkmal aller im Flugzeug zur Anwendung gelangenden Geräte gegenüber anderen bekannten Anwendungsgebieten ist die hohe Anforderung in bezug auf ihre Betriebssicherheit, und damit an ihre Herstellung und ihre Behandlung im Betrieb. Die sich hieraus ergebenden Bedingungen für alle Bordgeräte sind durch den Forschungsingenieur in mühevoller und zum Teil wenig sichtbarer Kleinarbeit zusammengestellt und durch entsprechende Versuchsanordnungen im Laboratorium nachgeahmt worden. Daraus sind dann die Richtlinien entstanden, nach denen heute alle Geräte und Einzelteile einheitlich gebaut und geprüft werden müssen. Abgesehen von den grundsätzlichen Anforderungen, die jedes Gerät hinsichtlich der Einhaltung der Leistungsdaten erfüllen muß, ergeben sich aus den charakteristischen Eigenheiten des Flugbetriebes noch besondere Beanspruchungen, denen jedes Gerät genügen muß.

Die Betriebssicherheit in den Grenzen der stark schwankenden Bordnetzspannung muß gewährleistet sein. Hinsichtlich Isolation, Strombelastbarkeit, elektrischer und magnetischer Störanfälligkeit dürfen ganz bestimmte Grenzwerte nicht unter- bzw. überschritten werden. Auftretende mechanische Beanspruchungen in bezug auf Beschleunigung, Einfluß durch Wetter und Höhe, Lagesicherheit, Explosionssicherheit, Erwärmung sowie Beeinflussung durch Kraftstoffe, Öl und Kühlmittel stellen besondere Anforderungen an ihre konstruktive Ausbildung. Nicht zu vergessen sind Gewichts- und Raumbedarf, die Frage der schnellen Austauschbarkeit, die hinsichtlich der Flugsicherheit und Einsatzbereitschaft des Flugzeuges wichtige Faktoren darstellen. Ein schlechter Isolationswert kann z. B. zu Masseschluß und somit zu Kurzschluß und unbeabsichtigtem Ausfall wichtiger Stromkreise führen. Die Einhaltung eines möglichst hohen Isolationswiderstandes im Flugzeug-Bordnetz ist daher mit Rücksicht auf die einzelnen Anlagen außerordentlich wichtig.

Außerdem muß entsprechend dem Einsatz der Geräte außerhalb oder innerhalb der Druckkabine die unbedingte Höhenfestigkeit der Geräte gewährleistet sein.

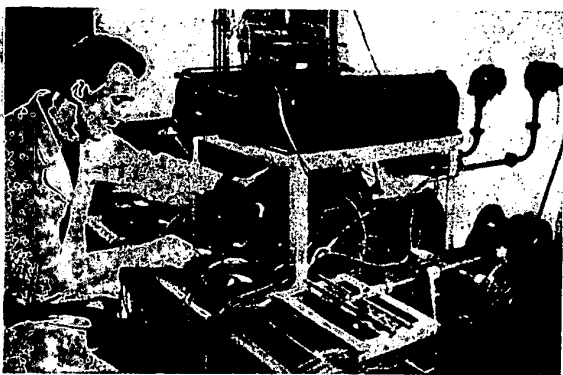


Bild 1. Schalterprüfstand

nun einmal so, daß sich das Flugzeug im freien Luftraum mit größerer Geschwindigkeit bewegt und demzufolge alle Reaktionen, die zwischen dem Flugzeug und der das Flugzeug umgebenden und tragenden Luft auftreten, durch die Sinnesorgane des Menschen allein nicht erkannt werden können.

Ein Blick in den Flugzeugführerraum eines modernen Verkehrsflugzeuges zeigt eine Vielzahl verschiedenster Geräte, die in gewissem Sinn die verfeinerten Sinnesorgane des menschlichen Gehirnes sind, in ähnlicher Weise wie unsere Werkzeuge Projektionen der menschlichen Gliedmaßen ins Dimensionale sind. Diese

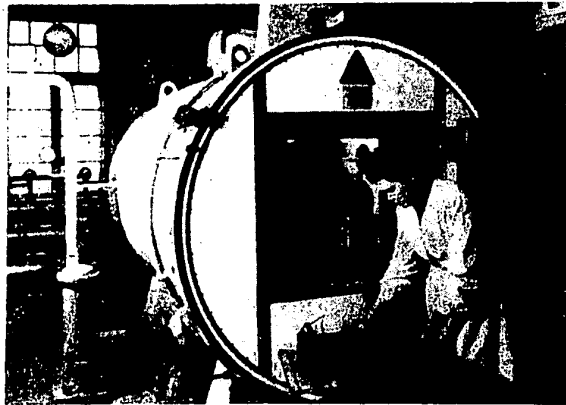


Bild 2. Höhenkammer

Die thermische Beanspruchung bewegt sich etwa zwischen -60°C (Temperatur in einer Flughöhe von 15 km, gegebenenfalls Einflüsse in arktischen Gebieten) bis zu Temperaturen von $+50^{\circ}\text{C}$ in entsprechend warmem Klima. Der Einfluß der Hitze-grenze bei Schnellstflugzeugen bleibt in diesem Zusammenhang unerwähnt. Unter der Einwirkung von Höhe und Temperatur in Zusammenhang mit den Änderungen der Luftfeuchtigkeit stellen sich Beanspruchungen ein, die zur Korrosion der verwendeten Metallteile führen können.

Allein schon die vorstehend genannten Bedingungen, für die kein Anspruch auf Vollständigkeit erhoben werden kann, lassen erkennen, daß nur mit Hilfe modernster und technisch vollkommener Laboreinrichtungen die Eignung der Geräte für den Flugbetrieb nachgewiesen werden kann. Eine Teilaufgabe ist die Prüfung von Bordgeräten und elektrischen Ausrüstungen, und es dürfte von Nutzen sein, über die Technik der Prüfmetho-den zu berichten.

Die Prüfeinrichtungen gliedern sich in Prüfstände allgemeiner Art, z. B. Schlagprüfstände für Beschleunigungsmessungen, Schütteltische für Schwingungsmessungen, Unterdruckkammern zur Nachbildung der Betriebsvorgänge bei Höhenflügen, Thermo-Barokammern zur kombinierten Messung des Verhaltens der Geräte und in entsprechende vielseitige elektrische Meßeinrichtungen. Die nachstehenden Abbildungen geben einen Einblick in einige Prüflaboratorien.

Bild 3. Schütteltisch

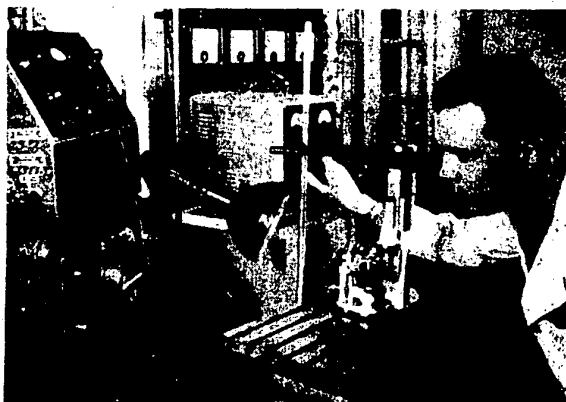


Bild 1 zeigt den Schalterprüfstand bei der Messung des Spannungsabfalls von Schaltern bei Raumtemperatur in Abhängigkeit von der Schaltzahl. Auf dem im Vordergrund sichtbaren Gestell sind vier Schalter eingebaut, die von einer Zugstange ein- und ausgeschaltet werden. Die Zugstange wird von der an der rechten Seite des Bildes sichtbaren Kurvenscheibe hin- und herbewegt; ein Zählwerk registriert dabei die Zahl der Stellungswechsel. Die Stromregelung kann mittels der sichtbaren Widerstände vorgenommen werden. So unbedeutend ein Schalter an sich zu sein scheint, so ist seine Betriebssicherheit im Flugzeug von absoluter Bedeutung, und es gibt daher auch keinen Unterschied zwischen wichtigen und unwichtigen Bauteilen im Flugzeug.

Im Bild 2 ist eine Thermo-Barokammer dargestellt, die durch eine entsprechende Druckanlage auf die im Höhenflug auftretenden Unterdrücke einreguliert werden kann. Das Bild zeigt die Prüfung von Schaltern, die in ähnlicher Weise wie auf dem vorhergehenden Bild angetrieben werden. Die Verschuß-türe ist mit einem Schaufenster versehen, so daß von außen der Verlauf einer Prüfung verfolgt werden kann. Die Thermo-Barokammer ermöglicht eine labormäßige Prüfung des Verhaltens von Geräten unter Höhenflugbedingungen.

Bild 4
Kompaßprüfstand

Bild 3 stellt einen Meßplatz im Gerätelabor dar, bei dem das Verhalten eines Gerätes unter Schwingungseinwirkungen untersucht werden kann. Auf dem im Vordergrund sichtbaren Schütteltisch, der Schwingungen verschiedener Frequenz und Amplitude erzeugt, ist ein Spezial-Kreiselgerät aufgebaut, ein Flug-lagenfernger (künstlicher Horizont mit Fernanzeige). Das Kreiselgerät wird mit einem Lichtblitzstroboskop während des Schwingungsvorganges intermittierend angeleuchtet, wodurch das Kreiselgerät für das Beobachterauge still zu stehen scheint. Die Schwingungen des Kreiselgerätes, die der am Ständer befestigte elektrodynamische Schwingungsgeber aufnimmt, werden auf den Bildschirm des links sichtbaren Kathodenstrahloszillo-graphen übertragen und liefern ein getreues Abbild der Schwin-gungen nach Form und Amplitude. Die Geräte im Hintergrund dienen zur Stromversorgung des Versuchsaufbaues.

Bild 4 zeigt einen Kompaßprüfstand zur Ermittlung der Anzeigegenauigkeit von Nah- und Fernkompassen. Die Nach-

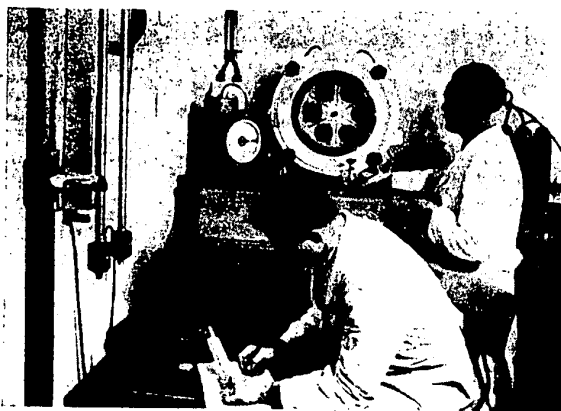


Bild 5. Prüfstand für Dosengeräte

schleppung der Kompaßrose durch die Kompaßflüssigkeit wird z. B. durch gleichförmiges Drehen des Kompasses um 360°/min um seine Hochachse bestimmt. Der Antrieb des Teilkreises, auf

dem die Haltevorrichtung für den Kompaß sitzt, erfolgt durch einen Asynchronmotor. Ein am Prüfstand befestigter Summierer gibt beim Durchgang des Teilkreises alle 30° einen Summton, der als Signal zur Ablesung des jeweils anliegenden Kompaßkurses dient. Die hierbei ermittelte Abweichung der Rosenstellung vom Sollwert zeigt die durch die Kompaßflüssigkeit hervorgerufene Größe der Nachschleppung an. Ferner werden auf diesem Prüfstand die für die verschiedensten Kompaßtypen unterschiedlichen Laufzeiten der Kompaßrosen ermittelt, die im Kurvenflug für eine schnelle und sichere Zielansteuerung des Flugzeuges ausschlaggebend sind.

Bild 5 zeigt einen Prüfstand zur Prüfung von Höhen-, Fahrtmessern und Variometern. Die Unterdruckkammer (Rezipient) ist mit einem Stationsbarometer und einer Vakuumpumpe verbunden. Die Verbindung zwischen Rezipient und Vakuumpumpe ist zur Feinregulierung der Absauggeschwindigkeit, die zur Ermittlung der Anzeigegenauigkeit bei Variometern von besonderer Bedeutung ist, durch einen Dreiwegehahn getrennt. Anhand der durchlaufenen Meßstrecke am Stationsbarometer und unter Berücksichtigung der Umgebungstemperatur lassen sich die Anzeigefehler der Geräte genau errechnen.

Flu 125

Raketen als Starthilfen im Flugverkehr

Von Dipl.-Ing. E. Berthold

DK 629.138.5
629.139.6
621.455

Die Entwicklung der Flugzeuge strebt im wesentlichen nach größeren Baueinheiten mit größeren Fluggewichten G und mit höheren Fluggeschwindigkeiten v , wodurch erhöhter Triebwerksschub S nötig wird. Dies bringt höhere Tragflächenbelastungen $\frac{G}{F}$ und höhere Leistungsbelastungen $\frac{G}{S}$ bzw. $\frac{G}{N}$ mit sich, wenn die Leistung ist:

$$N = \frac{S \cdot v}{75 \cdot \eta}$$

Die Bezeichnungen der Gleichung bedeuten:

N Leistung in PS

S Triebwerksschub in kg

v Fluggeschwindigkeit in m/s

η Luftschraubenwirkungsgrad

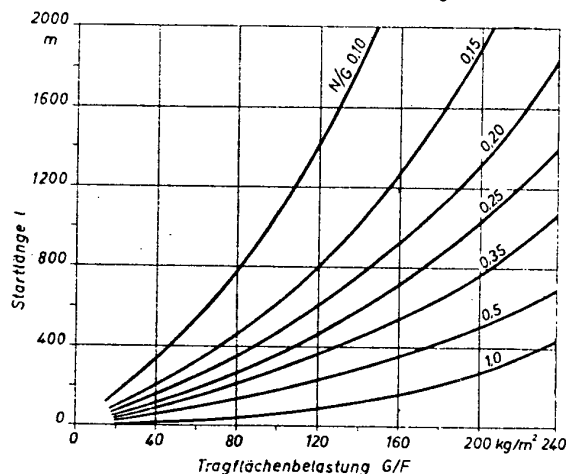
Dadurch steigen die notwendigen Startlängen l an und Startbahnen von 2 km Länge und darüber werden verlangt, da das Triebwerk beim Start den Rollwiderstand R , den (zunächst allerdings noch kleinen) Luftwiderstand L und vor allem den Trägheitswiderstand M überwinden muß, also das Flugzeug auf die Steiggeschwindigkeit v_{st} beschleunigen soll, während beim Geradeausflug in der Höhe nur der Luftwiderstand zu überwinden bleibt. Es ist also beim Start ein erhöhter Triebwerksschub erwünscht, um kurze Startlängen l zu erreichen.

Dies zeigt Bild 1 deutlich, in welchem die Startlängen l , gerechnet nach der Startformel von Blenck, über der Flächenbelastung $\frac{G}{F}$ mit der reziproken Leistungsbelastung $\frac{N}{G}$ als Parameter auf-

getragen sind, wobei mittlere Werte für die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte usw. angenommen wurden.

Der Schub der Triebwerke läßt sich nun nicht beliebig steigern, sondern bleibt mit Rücksicht auf wirtschaftliche Auslegung der Triebwerke im Reiseflug beschränkt. H. Triebnigg [1] gibt den maximalen Startschub für Propellerkolbentriebwerke zum vierfachen Werte des normalen Reiseschubes und für Turbinenluftstrahltriebwerke (TL) zum 2,2fachen Werte an. Propeller-turbinenluftstrahltriebwerke (PTL) liegen dazwischen. Die

Bild 1. Startdiagramm nach Blenck



Turbinenluftstrahltriebwerke sind also hinsichtlich der Starteigenschaften im Nachteil.

Deshalb empfiehlt H. Triebnigg die Wasser-Methanoleinspritzung, die den Startschub der Kolben- und PTL-Triebwerke auf das Fünffache und den der Turbinenluftstrahltriebwerke auf das Dreifache des Reiseschubes erhöhen soll. Durch die Nachverbrennung von Brennstoff mit den Gasen der TL- und PTL-Triebwerke, in denen noch größere Mengen Sauerstoff verfügbar sind, läßt sich der Startschub weiter auf das 4,2fache des Reiseschubes steigern. Weiter werden zur Erzielung einer hohen Auftriebskomponente beim Start Schubklappen am Ende der Schubdüsen empfohlen, die den Triebwerksstrahl der TL schräg nach unten ablenken. Darüber hinaus sind die Konstrukteure bestrebt, Kurzstartflugzeuge zu entwickeln, bei denen von Startbeginn an eine möglichst saubere Umströmung der Flügel durch einen Luftstrahl mit der Geschwindigkeit v_{st} gewährleistet ist, also das Flugzeug bereits bei kleinen Rollgeschwindigkeiten abhebt. Andere streben den Senkrechtstart an, indem sie den dann senkrecht gerichteten Schub S größer als das Fluggewicht G machen und somit einen „Raketenstart“ ohne Benutzung der tragenden Flügel erzwingen, die nur beim Reiseflug nach Umlenkung zum Tragen benutzt werden.



Bild 2. Start des Lockheed „Constellation“ Großtransportflugzeuges mit Hilfe von 6 Jato-Startraketen

Ungeachtet aller dieser Möglichkeiten haben sich Starthilfen als besondere bordfeste oder abwerfbare Einheiten eingebürgert (Bild 2), die neben den Triebwerken kurzzeitig einen zusätzlichen Schub abgeben. Neuerdings werden Startwagen empfohlen, nachdem der Katapult- und Windenstart für Sonderzwecke eingeführt wurde. Der Startwagen wird von Sänger [2] besonders für das Starten von Flugzeugen mit Staustrahltriebwerken vorgeschlagen, die im Stand ja keinen Schub erzeugen können.

Da der zusätzliche Startschub nur etwa 30 bis 40 s zu wirken braucht, ist die Rakete mit ihrem niedrigen Leistungsgewicht trotz ihres verhältnismäßig hohen Treibstoffverbrauchs und trotz der Tatsache, daß sie beide Brennkomponten (Brennstoff + Sauerstoff) mit sich tragen muß, vorwiegend als Starthilfe benutzt worden, und zwar sowohl als Feststoff- als auch als Flüssigkeitsrakete. Die eine Art führt den Treibstoff fest und die andere flüssig mit sich. Neuerdings werden von Sänger Heißwasserraketen propagiert, da sie geringe Startkosten versprechen und vor allen Dingen nicht feuergefährlich sind.

1. Feststoffraketen-Starthilfen

Hier werden zwei Arten von Treibstoffen verwendet: erstens die homogenen, zweitens die heterogenen. Die homogenen Treibstoffe (Cordit usw.) enthalten den Sauerstoff eingebaut im Mole-

kül und bestehen z. B. etwa je zur Hälfte aus Nitrozellulose und Nitroglycerin mit verschiedenen Zusätzen und erzeugen nach G. S. Sutherland [3] Brenntemperaturen von $\sim 3000^\circ\text{C}$ bei ~ 70 ata und ~ 15 mm/s Brenngeschwindigkeit, also Ausströmgeschwindigkeiten von etwa 1900 m/s mit einem spezifischen Schubimpuls von $\sim \frac{200 \text{ kg} \cdot \text{s}}{\text{kg}}$. Sie kosten nach Sutherland etwa 78,— DM/kg. 1 ts Schubimpuls kostet also etwa 400,— DM.

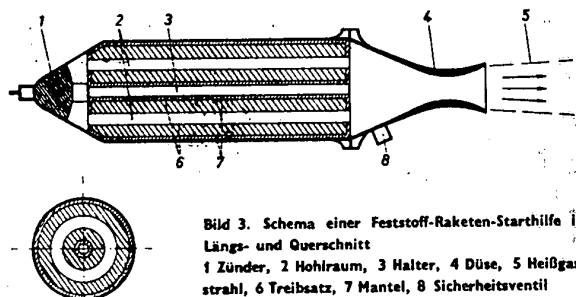


Bild 3. Schema einer Feststoff-Raketen-Starthilfe in Längs- und Querschnitt
1 Zünder, 2 Hohlraum, 3 Halter, 4 Düse, 5 Heißgasstrahl, 6 Treibsatz, 7 Mantel, 8 Sicherheitsventil

Die heterogenen Treibstoffe bestehen zu etwa $\frac{1}{5}$ aus einem Brennstoff (Öl, Harz, Asphalt, Gummi usw.), der mit etwa $\frac{4}{5}$ eines Sauerstoffträgers (Kaliumperchlorat KClO_4 , Ammoniumperchlorat NH_4ClO_4 , Ammoniumnitrat NH_4NO_3 usw.) möglichst fein verteilt gemischt und in die gewünschte Form vergossen wird. Sie erzeugen Brenntemperaturen von 1500 bis 2400°C bei 20 bis 70 ata und etwa 0,1 bis 30 mm/s Brenngeschwindigkeit je nach Zusammensetzung, also Ausströmgeschwindigkeiten von 1500 bis 1800 m/s mit spezifischen Schubimpulsen von 155 bis 185 kg/s. Sie kosten zwischen 15,— und 60,— DM/kg, so daß sich 1 ts Schubimpuls auf etwa 100,— bis 300,— DM stellt.

Als Ausführungsbeispiel diene hier die ältere Starthilfe Aerojet 12 AS — 1000 D — 1 mit 250 mm Durchmesser, 910 mm Länge, Treibsatz aus 40 kg Asphalt — KClO_4 — Gemisch bei 93 kg Gesamtgewicht, der 450 kg Schub 12 s lang erzeugt, also 5,4 ts Schubimpuls abgibt. Eine neuere Ausführung ist die Aerojet-Mark 6, Mod 0 15 KS-1000 (Bild 3).

2. Flüssigkeitsraketen-Starthilfen

Hier werden flüssige Treibstoffe und flüssige Sauerstoffträger verwendet, die getrennt in die Raketenbrennkammer eingespritzt und dort verbrannt werden. Die hochgespannten Heißgase werden durch die Düse auf Umgebungsdruck entspannt, erhalten hohe Geschwindigkeit c und erzeugen durch ihre Rückwirkung auf die Brennkammerwände einen Schub $S = \sum p \cdot \Delta f = m \cdot c$, wobei p die Druckdifferenz auf das Flächenelement Δf der Brennkammer und m die sekundliche Ausströmmasse bedeuten.

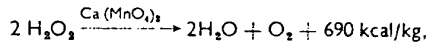
Als Brennstoffe können dienen: Erdöl (Kerosin), Teeröl (Dieselöl, Mittelöl), Benzin, Benzol, Alkohol, evtl. Flüssiggase (Pentan, Butan) und als Brennstoffzusätze Hydrazinhydrat $\text{N}_2\text{H}_4\text{H}_2\text{O}$, Anilin $\text{C}_6\text{H}_5\text{NH}_2$ usw.

Als Sauerstoffträger können benutzt werden: Salpetersäure HNO_3 , Wasserstoffsperoxyd H_2O_2 , evtl. Stickstoffpentoxyd, selten flüssiger Sauerstoff (dieser nur bei Großraketen).

Die meisten der Kombinationen aus obigen Komponenten wurden für Groß- und Mittelraketen verwendet. Sie gaben Brenntemperaturen von 2000 bis 3000°C , Ausströmgeschwindigkeiten

von 1500 bis 2200 m/s und spezifische Schubimpulse von 150 bis $220 \frac{\text{kg} \cdot \text{s}}{\text{kg}}$. Ihre Kosten sind unterschiedlich, liegen aber niedriger als die der Feststoff-Treibsätze. Es ist etwa mit 3,— bis 7,— DM für einen Schubimpuls von 1 ts zu rechnen.

Für Starthilfen hatte sich vor allem das Walter-Verfahren durchgesetzt (Bild 4), das mit H_2O_2 als Sauerstoffträger arbeitet, der mittels Calciumpermanganat als Katalysator zersetzt wird gemäß



wobei Zersetzungstemperaturen zwischen 400 und 500° C je nach Konzentration auftreten. Der freiwerdende Sauerstoff wird dann in der Brennkammer noch zur Verbrennung von Benzol, Dekalin, Kogasin usw. benutzt, wobei Brenntemperaturen von ~ 2000° C bei ~ 30 ata, Ausströmgeschwindigkeiten von ~ 2100 m/s mit spezifischem Schubimpuls von ~ $215 \frac{\text{kg} \cdot \text{s}}{\text{kg}}$ erreicht werden. Später wurde Hydrazinhydrat-Methanol-Gemisch verbrannt, wobei die Vorzeretzung durch Calciumpermanganat wegfällt, da Hydrazinhydrat mit H_2O_2 direkt reagiert. Es ergaben sich etwa die gleichen Werte für Ausströmgeschwindigkeit und spezifischen Schubimpuls [4]. Leider ist H_2O_2 nicht ganz einfach zu handhaben, da es sich in der nötigen 80- bis 85prozentigen Konzentration bei Anwesenheit von Staubeilchen leicht zersetzt und explodiert.

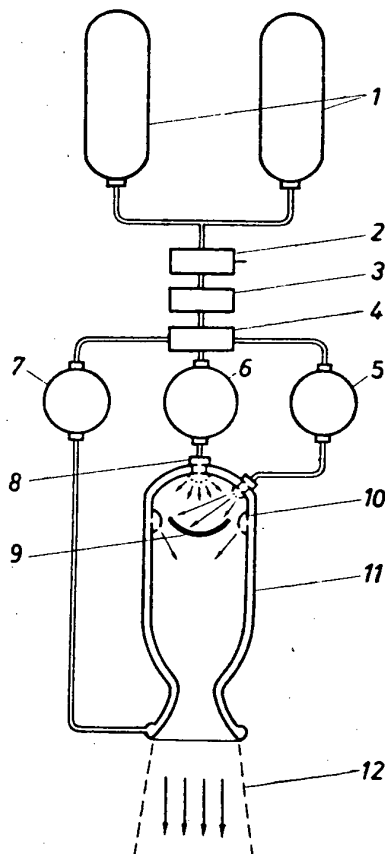


Bild 4. Schema einer Flüssigkeits-Raketen-Starthilfe nach dem Walter-Verfahren
1 Druckluftflaschen (150 atü), 2 Absperrventil, 3 Druckminderventil (150 → 32 atü),
4 Verteilerventil, 5 H_2O_2 -Behälter, 6 $\text{Ca (MnO}_2)_2$ -Behälter, 7 Brennstoffbehälter,
8 Brennkammer, 9 Prallblech, 10 Einspritzdüse für Brennstoff, 11 Brennkammer,
12 Heißgasstrahl

3. Heißwasserraketen-Starthilfen

In einem Kessel unter 30 bis 80 atü gespanntes Heißwasser wird über ein Ventil in einer Düse auf Umgebungsdruck entspannt, wobei etwa 20 bis 40% des Heißwassers verdampfen und die 80 bis 60% des Heißwassers als feinverteilte Tröpfchen im Dampfstrahl mitgerissen werden (Bild 5). Gemäß dem von Sänger an-

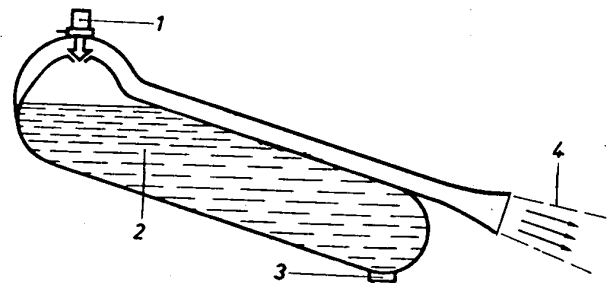


Bild 5. Schema einer Heißwasser-Raketen-Starthilfe
1 Absperrventil, 2 Heißwasser, 50 atü, 3 Füllstützen, 4 Dampf-Wasserstrahl

gegebenen Diagramm liegt die Austrittsgeschwindigkeit zwischen 400 und 600 m/s, also der spezifische Schubimpuls zwischen 40 und $60 \frac{\text{kg} \cdot \text{s}}{\text{kg}}$, so daß bei etwa 50 ata Heißwasserdruck für 1 ts Schubimpuls 23 kg Heißwasser mit einem Preis von —,05 DM nötig sind. Das ist ein außerordentlich niedriger Kostenaufwand, der leider mit einem etwas größeren Gewichts Aufwand und der im Winter evtl. nicht ganz zu vermeidenden Startbahnvereisung erkauft wird.

Nimmt man für den Start eines mittleren Verkehrsflugzeugs einen Zusatzimpuls von $4 \text{ t} \cdot 25 \text{ s} = 100 \text{ ts}$ an, so werden etwa 2,5 t Heißwasser von 50 ata benötigt. Der dazu erforderliche Kessel wiegt als Kugel von ~ 1,7 m Durchmesser und 10 mm Wanddicke etwa 0,7 t und als Zylinder von 0,9 m Durchmesser, 4 m Länge und 10 mm Wanddicke etwa 1,0 t.

Das Leistungsgewicht, also Starthilfenleergewicht/Schub liegt zwischen $0,7/4,0 = 0,175$ und $1,0/4,0 = 0,25$ und das spezifische Startgesamtwgewicht, also Starthilfengesamtwgewicht/Gesamtwimpuls, der Heißwasserraketen-Starthilfe bei $3200/100 = 32$ bis $3500/100 = 35 \text{ kg/ts}$.

Vergleichsweise liegt das Leistungsgewicht der Feststoffraketen-Starthilfe bei $40/450 = 0,089$ und das spezifische Startgesamtwgewicht bei $93/5400 = 17,2 \text{ kg/ts}$.

Die 2,5 t Heißwasser ergeben bei Annahme, daß 50% des Wassers auf eine Startbahn von 500 m Länge und 25 m Breite gleichmäßig verteilt auffallen, eine Benetzungshöhe von $500 \cdot 25 = 0,0001 \text{ m} \approx 0,1 \text{ mm}$. Bei größerer Starthäufigkeit und ungünstigen Windverhältnissen ist also mit Vereisung der Startbahn im Winter zu rechnen.

Zusammenfassung

Es wird kurz der heutige Stand der Starthilfenentwicklung dargestellt. Auf weitere sich anbahnende Entwicklungen kann hier nicht mehr eingegangen werden, da dies den Rahmen dieser Arbeit übersteigen würde.

Literatur:

- [1] Triebnigg, H.: Leistungssteigerung von Luftfahrttriebwerken durch Wasser-Methanoleinspritzung. Luftfahrttechnik 1953, Juni, S. 30 bis 35.
- [2] Sänger, E.: Heißwasserraketen als wirtschaftliche Starthilfen. Luftfahrttechnik 1955, Aug., S. 71 bis 72.
- [3] Sutherland, G. S.: Modern Techniques in Solid-Rocket Engg. Aero Digest 1956, Jan., S. 46 bis 56.
- [4] Stemmer: Raketenantriebe. Zürich, 1952.

Flu 124

Bezeichnungssysteme für Luftfahrt-Werkstoffe

Von O. Hauber

DK 629.13.012.212
001.5:003.62

1. Einleitung

An Werkstoffe zur Fertigung von Flugzeugen werden aus Gründen des Leichtbaues und der Sicherheit höchste Güteforderungen gestellt. Daher unterliegen die Luftfahrt-Werkstoffe besonderen Abnahme- und Prüfbedingungen. Um Verwechslungen mit anderen Werkstoffen auszuschließen, müssen die Luftfahrt-Werkstoffe besonders bezeichnet und gekennzeichnet werden.

2. Die Entwicklung von Bezeichnungssystemen für Luftfahrt-Werkstoffe

2.1 Junkers-Werkstoffbezeichnungen

Die erste systematische Bezeichnung von Luftfahrt-Werkstoffen haben die Junkerswerke Dessau schon vor 1933 eingeführt. Zu dieser Zeit, als im Flugzeugbau bereits größere Mengen an Leichtmetallen verarbeitet wurden, gab es für die Aluminium- und Magnesium-Legierungen noch keine genormten Bezeichnungen. Die Leichtmetalle wurden gehandelt und bezeichnet nach ihren Firmen- bzw. Markenbezeichnungen. Als Beispiel werden einige Marken-Bezeichnungen der Legierungsgattung AlCuMg (Dural) angeführt.

| Markenbezeichnung | Hersteller |
|-------------------|-----------------------------------|
| Igedur | I. G. Farbenindustrie, Bitterfeld |
| Bondur | Vereinigte Leichtmetallwerke Bonn |
| Duralumin | Dürener Metallwerke |
| Rheindur | Rheinmetall Borsig, Berlin |
| Aludur | Aluminiumwalzwerk Wutöschingen |
| Heddur | Hedderheimer Kupferwerk |

Die in Firmenprospekten angepriesenen mechanischen, physikalischen und chemischen Eigenschaften von Leichtmetallen gleicher Legierungsgattung unterschieden sich nur wenig voneinander. Da aber die Gütewerte von vielen Herstellern als Mittel- und Höchstwerte angeboten wurden, mußten für die Konstruktion und Abnahme im Flugzeugbau verbindliche Mindestwerte festgelegt werden.

Aus den 130 Markenwerkstoffen an Leichtmetalllegierungen, die zur damaligen Zeit im Handel waren, haben die Junkerswerke eine beschränkte Anzahl für ihre Flugzeugfertigung ausgesucht, diese Werkstoffe gütemäßig eindeutig festgelegt und sie mit werkseigenen Bezeichnungen systematisch bezeichnet. Die so festgelegten Leichtmetalle können als die ersten Luftfahrt-Werkstoffe angesehen werden. Einige Junkers-Werkstoffbezeichnungen werden als Beispiele in Tafel 1 aufgeführt.

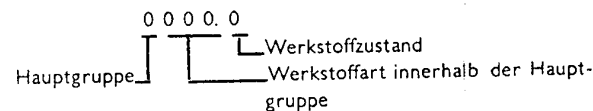
2.2 Fliegwerkstoff-Bezeichnungen

Mit dem Anwachsen der Flugzeugproduktion machte sich notwendig, alle in diesem Industriezweig zur Verwendung kommenden Werkstoffe einheitlich zu bezeichnen.

In Zusammenarbeit mit den Flugzeugwerken wurden im Jahre 1935 vom damaligen RLM die Fliegwerkstoff-Kennzahlen nach einem bestimmten Zahlensystem entwickelt. Diesem System zufolge wurden die Werkstoffe mit einer fünfstelligen Kennzahl bezeichnet. Dabei wurde die Vereinheitlichung von vielen Markenstoffen, die z. T. monopolisiert und mit Schutzrechten versehen waren, in kürzester Frist durchgeführt. Schon nach

wenigen Jahren waren die Fliegwerkstoffe in Deutschland zu einem Qualitätsbegriff geworden; sie wurden auch von anderen Industriezweigen übernommen.

Die fünfstelligen Fliegwerkstoff-Kennzahl gliederte sich wie folgt:



Fliegwerkstoff-Kennzahlen gab es für die Stoffe Stähle, Leichtmetalle, Schwermetalle, Holz, Gummi und Anstrichmittel.

Nach Kriegsende mußten alle Normenunterlagen, die sich auf die Rüstung bezogen, auf Grund des Alliierten Kontrollratsgesetzes aus dem Verkehr gezogen werden; darunter fielen auch die Fliegwerkstoff-Leistungsblätter. Jedoch sind die Werkstoffkennzahlen mit ihren technischen Daten in die Literatur eingegangen.

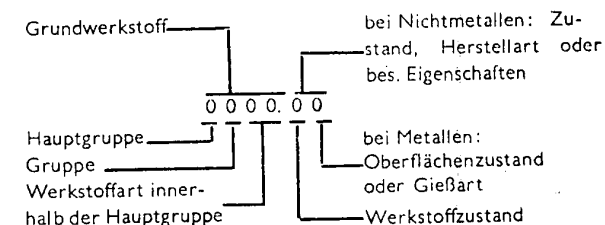
3. Bezeichnung der neuen Luftfahrt-Werkstoffe der DDR

3.1 LW-Kennzahlen

Mit der Wiederaufnahme der Flugzeugproduktion in der DDR ergab sich aus den eingangs erwähnten Gründen die zwingende Notwendigkeit, hierfür eine Werkstoffauswahl zu schaffen und die ausgewählten Werkstoffe wieder besonders zu bezeichnen und zu kennzeichnen. Als Grundlage für die Ausarbeitung einer Werkstoffauswahl dienten im Hinblick auf den Nachbau sowjetischer Flugzeugmuster sowjetische Werkstoff-Unterlagen. Vor der Einführung eines Systems für die einheitliche Bezeichnung der neuen Luftfahrt-Werkstoffe wurden die bekannten Stoff-Bezeichnungssysteme miteinander verglichen.

Erfahrungsgemäß kann gesagt werden, daß Stoffbezeichnungen mittels Kennzahlen den Vorzug haben, Werkstoffe aller Art eindeutig zu bezeichnen und maschinell mittels der Lochkartentechnik zu erfassen. Diese Erkenntnis setzt sich immer mehr durch, weshalb im Deutschen Normenausschuß ein „Ausschuß für Stoffnummern“ gegründet wurde, der bereits einen Norm-Entwurf für einen Rahmenplan zur Bezeichnung aller Stoffe mittels Zahlen ausgearbeitet hat. Nach sorgfältiger Prüfung wurde entschieden, die neuen Luftfahrt-Werkstoffe mit einem ähnlichen Kennzahlensystem wie die früheren Fliegwerkstoffe zu bezeichnen.

Die Stoffnummern der Luftfahrt-Werkstoffe der DDR setzen sich aus einer sechsstelligen Kennzahl zusammen, wobei die ersten vier Ziffern den Grundwerkstoff bezeichnen.



Sie unterscheiden sich gegenüber denen der früheren Fliegwerkstoffe dadurch, daß an die vierstellige Kennzahl des Grundwerk-

stoffes zwei Beizahlen angehängt werden. Die zwei Beizahlen ermöglichen, weitere Gütemerkmale, die über den Begriff Werkstoffzustand hinausgehen, auszudrücken.

Tafel 1

| Junkers-Bezeichnung | Legierungsgattung | Mindest-Zugfestigkeit σ_{zB} kg/mm ² | Firmenbezeichnung |
|---------------------|-----------------------------|--|--------------------------|
| Du 42 | AlCuMg unplattiert | 42 | Duralumin Igedur |
| Dp 42 | AlCuMg plattiert | 42 | |
| Du 48 | AlCuMg hochfest unplattiert | 48 | |
| P 12 | AlMgSi gegläht | 12 | Pantal Legal |
| P 20 | AlMgSi abgeschreckt | 20 | |
| P 30 | AlMgSi warm ausgehärtet | 30 | |
| MA 30 | AlMg 5 | 30 | Magnalium Hydronalium |
| MA 32 | AlMg 7 | 32 | |
| MA 36 | AlMg 9 | 36 | |
| EL AM 503 | MgMn | 20 | Elektron AM 503 |
| EL AZM | MgAl | 28 | Elektron AZM |

Das ist besonders bei makromolekularen Stoffen, Kunststoffen, Brennstoffen, Derivaten und anorganischen Stoffen zweckmäßig, wie dies die Erfahrung bestätigt hat. Bei den metallischen Stoffen (Stähle, Schwermetalle, Leichtmetalle) bedeutet grundsätzlich die erste Beizahl „Werkstoffzustand“ und die zweite Beizahl „Oberflächenzustand oder Gießart“ (Tafel 2). Bei Nichtmetallen dagegen werden die zwei Beizahlen zur Kennzeichnung verschiedener Merkmale und Eigenschaften verwendet.

Bei der Festlegung der Kennzahlen für den Grundwerkstoff wurde die frühere Fliegwerkstoffkennzahl übernommen, soweit der neue Luftfahrt-Werkstoff hinsichtlich der chemischen Zusammensetzung und der mechanisch-technologischen Eigenschaften mit dem Fliegwerkstoff übereinstimmt, z. B. 3115, 3116, 3125, 3126 und 3355. Mit dieser Regelung sollte nicht nur die Identität der neuen Luftfahrt-Werkstoffe mit den früheren Fliegwerkstoffen ausgedrückt werden, sondern sie bedeutet zugleich eine Gedächtnisstütze für die Alten vom Fach.

Die Luftfahrt-Werkstoffe sind in folgende neun Stoffhauptgruppen eingeteilt:

- 1 Stahl und Eisen
- 2 Schwermetalle
- 3 Leichtmetalle
- 4 Holz, Papier, Pappe, Textilwerkstoffe
- 5 Gummi, Leder, lederähnliche Werkstoffe
- 6 Plaste
- 7 Anstrichmittel, Klebmittel
- 8 Sonstige Werkstoffe
- 9 Betriebsstoffe, Hilfsmittel

Tafel 2

| 1. Zahl | 2. Zahl | 3. u. 4. Zahl | 1. Beizahl | 2. Beizahl |
|--------------------|--------------------------------|--|---|------------------------------------|
| 1 Stähle | 0 Massenbaustahl | Ordnungsnummer innerhalb der Werkstoffgruppe | 0 ohne Nachbehandlung | 0 ohne besondere Vorschrift |
| | 1 unlegierter Qualitätsstahl | | 1 normalgeglüht | 1 geschmiedet (Sandguß)* |
| | 2 legierter Einsatzstahl | | 2 geölt | 2 warmgewalzt (Kokillenguß)* |
| | 3 legierter Vergütungsstahl | | 3 | 3 geschält |
| | 4 legierter Werkzeugstahl | | 4 vergütet | 4 kaltgezogen (Schleuderguß)* |
| | 5 legierter Werkzeugstahl | | 5 | 5 kaltgewalzt |
| | 6 hochlegierte Stähle | | 6 gehärtet | 6 poliert |
| | 7 | | 7 abgeschreckt | 7 — |
| | 8 Sinterisen und -stahl | | 8 kalt verfestigt | 8 — |
| | 9 Grauguß und Temperguß | | 9 behandelt nach besond. Vorschrift | 9 nach besonderer Vorschrift |
| 2 Schwermetalle | 0 | Ordnungsnummer innerhalb der Werkstoffgruppe | 0 ohne Nachbehandlung | 0 ohne besondere Vorschrift |
| | 1 Kupfer und Kupferlegierungen | | 1 (geglüht)* | 1 freiformgeschmiedet (Sandguß)* |
| | 2 | | 2 weichgeglüht | 2 gesenkgeschmiedet (Kokillenguß)* |
| | 3 | | 3 ausgehärtet | 3 gepreßt |
| | 4 Nickel und Nickellegierungen | | 4 ausgehärtet und kalt verfestigt (kalt ausgehärtet)* | 4 gezogen (Schleuderguß)* |
| | 5 Kobalt und Kobaltlegierungen | | 5 abgeschreckt | 5 warm gewalzt |
| | 6 Edelmetalle | | 6 halbhart, preihart | 6 kaltgewalzt |
| | 7 Zinn und Zinnlegierungen | | 7 hart | 7 — |
| | 8 Blei und Bleilegierungen | | 8 federhart | 8 — |
| | 9 Zinn und Zinnlegierungen | | 9 behandelt nach besond. Vorschrift | 9 nach besonderer Vorschrift |
| 3 Leichtmetalle | 0 Rein-Aluminium | Ordnungsnummer innerhalb der Werkstoffgruppe | 0 ohne Nachbehandlung | 0 ohne besondere Vorschrift |
| | 1 Al-Cu-Legierungen | | 1 — | 1 freiformgeschmiedet (Sandguß)* |
| | 2 Al-Si- und Al-Mn-Legierungen | | 2 weichgeglüht | 2 gesenkgeschmiedet (Kokillenguß)* |
| | 3 Al-Mg-Legierungen | | 3 kalt ausgehärtet (homogenisiert)* | 3 gepreßt (Druckguß)* |
| | 4 Sonstige Al-Legierungen | | 4 kalt ausgehärtet u. kalt verfestigt | 4 gezogen |
| | 5 Magnesium und Mg-Legierungen | | 5 warm ausgehärtet | 5 gewalzt |
| | 6 | | 6 warm ausgehärtet u. kalt verfestigt | 6 erhöhte Güte |
| | 7 Titan und Titan-Legierungen | | 7 halbhart | 7 — |
| | 8 und sonstige Leichtmetalle | | 8 hart | 8 — |
| | 9 | | 9 behandelt nach besond. Vorschrift | 9 — nach besonderer Vorschrift |

*) Die eingeklammerten Werkstoff- und Oberflächenzustände gelten für Gußlegierungen.

Die Gliederung und Bedeutung der sechsstelligen Kennzahlen sind für alle Stoffhauptgruppen bereits festgelegt. Für die Stoffhauptgruppen 1 bis 3 ist die Bedeutung der Zahlen in Tafel 2 erläutert. Auf die Darlegung der Gliederung und Bedeutung der Kennzahlen für die Stoffhauptgruppen 4 bis 9 kann in diesem Rahmen nicht eingegangen werden.

3.2 LW-Kennzahlen in Fertigteilzeichnungen

Bei allen metallischen Fertigteilen, die den Werkstoff- und Oberflächenzustand des Ausgangshalbzeuges behalten, ist die LW-Kennzahl für das Roh- und Fertigteil dieselbe, z. B.

| | |
|-----------------------------|-------------|
| Beplankungsbleche | aus 3126.35 |
| Leitungsrohr | aus 3355.51 |
| Sicherungsdraht | aus 1107.04 |
| Federn aus Draht | 1169.84 |

Bei allen übrigen metallischen Fertigteilen, bei denen durch eine technologische Behandlung der Werkstoff- oder Oberflächenzustand verändert wird, ändern sich auch die Beizahlen der LW-Nummer, z. B.

| | | |
|--------------------------------|-------------------|-------------|
| Zerspanungsteil . . . 1145.30, | hergestellt . . . | aus 1145.12 |
| Zerspanungsteil . . . 1403.40, | hergestellt . . . | aus 1403.12 |
| Randbogen 3126.30, | hergestellt . . . | aus 3126.36 |
| Preßprofil 3125.33, | hergestellt . . . | aus 3125.43 |

Flu. 118

Bauvorrichtungen im Flugzeugbau

Von Ing. H. Tödter

[DK. 629.135.002.54]

Allgemeines

In der Flugzeugproduktion nehmen die Bauvorrichtungen einen führenden Platz ein. Ohne sie ist eine wirtschaftliche Fertigung und ein Zusammenbau des Flugzeuges in den vorgeschriebenen Abmessungen und aerodynamischen Formen nicht möglich. In keinem anderen Industriezweig, auch im verwandten Automobilbau, finden sie in einem derartigen Umfang wie im Flugzeugbau Anwendung.

Die Baulgenauigkeit, die bei neuzeitlichen Flugzeugen immer mehr in den Vordergrund tritt, stellt an Ausführung und Gestaltung hohe Anforderungen. Wenn zu Beginn des Flugzeugbaues noch mit verhältnismäßig einfachen und behelfsmäßigen Vorrichtungen gebaut werden konnte, so wurden diese im Laufe der Zeit komplizierter und teurer. Große sperrige Bauteile, wie Tragflächen, Rümpfe, Leitwerke usw., die sich aus vielen Einzelteilen zusammensetzen, bilden während des Zusammenbaues noch kein starres Gerüst und machen Vorrichtungen erforderlich, für die es in der Technik kein Vorbild gab. Wenn früher beim Zusammenbau des Flugzeuges die Lage von Einzelteilen noch mit dem Metermaß gemessen werden konnte, so mußten nunmehr Halterungen und Spanneinrichtungen vorgesehen werden, um die einzelnen Punkte genau zu fixieren und zwangsläufig zu erreichen.

Aber auch diese Maßnahmen reichten nicht aus, um die geforderte Genauigkeit zu erreichen. Es mußten zusätzlich Schablonen und Lehren besonderer Art entwickelt werden, um das Ziel zu erreichen. Hinzu kam das zeitraubende und umständliche Ausmessen, insbesondere der Großvorrichtungen, das spezielle Meßverfahren notwendig machte, um den schnellen Anlauf eines neuen Baumusters zu sichern. Alle diese Hilfsmittel sind notwendig, um einwandfreie Bauvorrichtungen zu erhalten. Dabei spielen weitere Fragen in bezug auf Ausführungsformen, Ortsfestigkeit oder -beweglichkeit, Leichtbauweise oder Schwerkonstruktion und andere eine erhebliche Rolle mit. Obwohl heute die Bauvorrichtungen einen Stand erreicht haben, von dem angenommen werden kann, daß ein gewisser Abschluß erreicht ist, zwingen die immer größer werdenden Flugzeuge zu ständiger Weiterentwicklung und Ermittlung zweckmäßigster Konstruktionen. Als Richtlinie soll grundsätzlich das Prinzip der Leichtbauweise und Ortsbeweglichkeit zur Anwendung kommen. Groß-

vorrichtungen aus Guß sind wegen des erheblich größeren Materialaufwandes und der langen Lieferzeit der Modelle nicht vertretbar. Soweit gegossene Einzelteile als Normteile Verwendung finden, ist nichts dagegen einzuwenden, vielmehr ist es sogar wünschenswert.

Bauelemente

Bauelemente zur Konstruktion der Vorrichtungen sind normale handelsübliche Stahlbleche, Profilstähle und Rohre, die zu Grund- oder Fundamentkörpern, Aufbaukörpern, Stütz- oder Zwischengerüsten in Gestalt von Böcken, Rahmen, Portalen, Trägern usw. verarbeitet werden. Die spezielle Gestaltung auf ein bestimmtes Flugzeugteil hatte jedoch den Nachteil, daß eine Wiederverwendung beim Anlauf eines neuen Musters nur in geringem Umfang möglich war. Die Vorrichtungen wurden deshalb zum größten Teil verschrottet. Damit gingen erhebliche Werte verloren, und es setzten intensive Bestrebungen zur Normung der Einzelteile ein mit dem Ziel, möglichst viele Teile beim Wechsel eines Baumusters der Wiederverwendung zuzuführen.

Aus diesen Erwägungen entstand das sogenannte „Baukastensystem“. Das System umfaßt den gesamten Aufbau des Vorrichtungengerüsts und erstreckt sich sowohl auf die Zusammensetzung des Unterbaues als fundamentlosen auf wenige Punkte abstellbaren Grundkörper, als auch auf sich wiederholende Bauelemente, wie Querträger, Rohrschellen, Rollen, Spindelfüße, Gabellager usw. Das handelsübliche nahtlose Stahlrohr dient als verbindendes Element.

Nach diesem System kann das Grundgerüst der Bauvorrichtungen in beliebiger Weise und in verschiedenen Abmessungen kurzfristig zusammengebaut werden. Fast 70% aller Teile können beim Auslauf eines Baumusters wieder verwendet werden. Im Hallenfußboden betonierte Bauvorrichtungen dürften keine Anwendung mehr finden. Wo das System noch Lücken aufweist, sollten Überlegungen zur Verbesserung angestellt werden.

Außer den geschilderten Bauelementen finden auch Kunststoffe und insbesondere Preßschichtholz, heute unter dem Namen „Plastefol“ bekannt, für Zwischengerüste, Formbügel usw. bedingt Anwendung.

Die Konstruktion der Großvorrichtungen bereitet daher, soweit nach dem vorgenannten System gearbeitet werden kann, keine über großen Schwierigkeiten, da sie dem Stahl- und Gerüstbau ähnelt. Die Schwierigkeiten liegen vielmehr darin, den inneren Ausbau so maß- und formgenau zu bauen, daß die Maßgenauigkeit der zu bauenden Flugzeugteile im Rahmen der geforderten Toleranzen liegt.

Diese Maßgenauigkeit wird aber nicht ausschließlich von den Bauvorrichtungen bestimmt, sondern sie ist bereits von der Formtreue der Einzelteile abhängig. Bei ungenau gefertigten Einzelteilen, seien es Zerspanungs-, Verformungs- oder bereits zur Untergruppe zusammengebaute Teile, wie Spante, Querverbände, Klappen, Rippen usw., ist mit der besten Großvorrichtung kein konturgenaues Flugzeugteil zu erzielen. Es muß deshalb auf eine genaue Einzelteillfertigung größter Wert gelegt werden, und es sind alle Vorkehrungen zu treffen, hier größte Genauigkeiten zu erzielen. Hierzu sind weitere Hilfsmittel erforderlich, auf die im Rahmen dieser Abhandlung jedoch nicht eingegangen werden soll, da sie ein umfangreiches Sondergebiet darstellen.

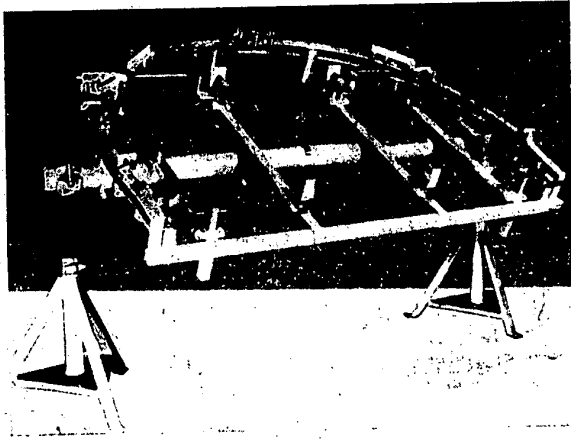
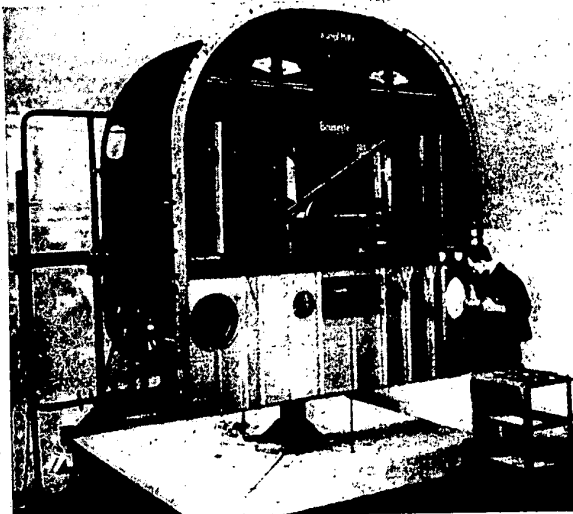


Bild 1. Schwenkbare Spantbauvorrichtung auf Rohrbasis. Die Querträger sind auf genormten Kastenschellen befestigt

Bild 2. Senkrecht stehende Spantbauvorrichtung in platzsparender Doppelausführung als „Bauplatten“ ausgebildet. Die Bauplatten sind jede für sich drehbar, so daß jeder Punkt vom Boden aus erreichbar ist. Eine Arretiereinrichtung ermöglicht die Feststellung in jeder Lage



Grundsätzliche Erwägungen

In der Flugzeugfertigung lassen sich drei Produktionsweisen unterscheiden, die Gestaltung und Ausführung der Bauvorrichtungen beeinflussen:

1. der Versuchsbau
2. der Kleinserienbau
3. der Serienbau

Bei Versuchsflugzeugen und im Entwicklungsbetrieb, wo oft zu langwieriger Anfertigung komplizierter Vorrichtungen keine Zeit ist, werden behelfsmäßige Ausführungen ihren Dienst erfüllen. Angebracht sind hier Universalbauvorrichtungen, die für bestimmte Bauteile und Größen immer vorhanden und einstellbar sind. Dies ist von Vorteil, da im Versuchsbetrieb häufig mit Änderungen zu rechnen ist, die sofort berücksichtigt werden müssen. Rahmen, Ringe, Tische usw. sind hierfür geeignet, da sie eine schnelle Einstellung ermöglichen.

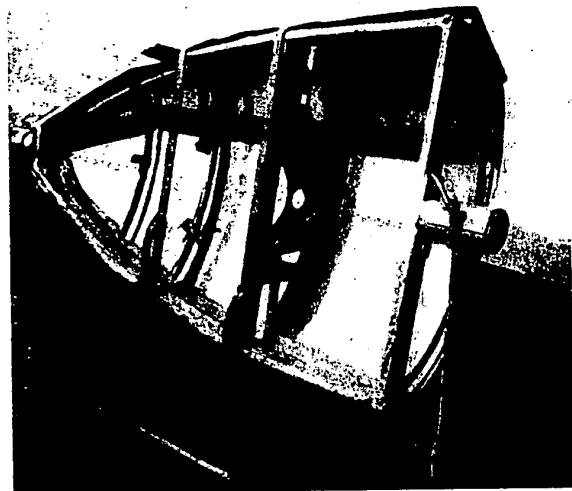
Bei größeren Vorrichtungen wird man den Zusammenbau in wenigen Großvorrichtungen konzentrieren und die Konstruktion so einfach wie möglich halten.

Der hohe Kostenaufwand für den Vorrichtungspark zwingt aber heute dazu, eine Abstimmung mit der Kleinserie vorzunehmen, damit unter Berücksichtigung eines späteren verfeinerten Ausbaues eine Übernahme in diesen Produktionsprozeß erfolgen kann.

Serienvorrichtungen haben die Aufgabe, den Fertigungsprozeß weiter aufzulockern, um möglichst kurze Verweilzeiten der Flugzeugteile darin zu erreichen. Man kann hierbei verschiedene Wege beschreiten. Entweder entschließt man sich, die auszustößende Produktion durch eine Vermehrung gleicher Vorrichtungen zu bewältigen, oder man wählt den Weg der Taktstraßen, der eine Unterteilung des Zusammenbauvorganges ermöglicht und zu einer fließenden Fertigung in einzelnen Takten führt.

Zu beachten ist dabei, daß im ersten Fall die Arbeitskolonnen das Teil bis zur Herausnahme aus der Vorrichtung zusammenbauen. Sie sind also an den Arbeitsplatz gebunden. Im anderen Fall durchwandert das Flugzeugteil die ganze Taktstraße, ist erst im letzten Takt fertig und wird dann herausgenommen. Die Kolonnen können entweder wie im ersten Fall am Arbeitsplatz verbleiben, oder sie wandern mit den Takten. Ersterer Fall ist

Bild 3. Bauvorrichtung für Triebwerksverkleidung. Die Beplankungsbleche werden durch Lederriemen gehalten



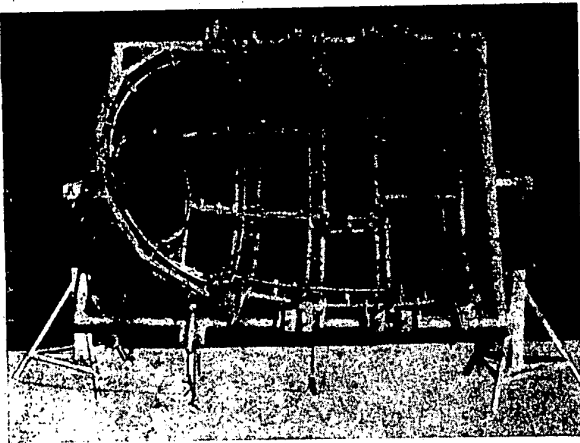


Bild 4. Große schwenkbare Schweißvorrichtung für Dachgerüst. Rechteckiger Rahmen in Rohrbauweise

der günstigste, da sie immer die gleiche Arbeit haben und demzufolge schneller eingearbeitet sind.

Je nach Größe der zu bauenden Flugzeugteile lassen sich die Bauvorrichtungen in zwei große Gruppen einteilen:

1. Kleinbauvorrichtungen
2. Großbauvorrichtungen,
kurz Großvorrichtungen genannt

Beide Gruppen sind durch folgende Merkmale gekennzeichnet: Zu den Kleinbauvorrichtungen werden sie gerechnet, wenn sie beim Gebrauch einfach auf die Werkbank gelegt werden können. Soweit sie auf besonderen Grundkörpern, Böcken errichtet sind und Produktionsfläche in Anspruch nehmen, werden sie zu den Großvorrichtungen gezählt. Ihre Anzahl und Baumaße sind bei der Raumplanung des Fertigungsablaufes zu berücksichtigen.

Während in Kleinbauvorrichtungen Einzelteile zu Untergruppen zusammengefügt werden, fällt den Großvorrichtungen die Aufgabe zu, diese Teile in sich aufzunehmen und zu einem größeren Ganzen zu vereinigen. Zusammen mit der Beplankung geben sie dem Großbauteil (Zellenteil) die aerodynamische Form und schließen damit den Vorgang des Zusammenbaues ab.

Ausführungsformen

Bei näherer Betrachtung kann man folgende vier große Gruppen unterscheiden, und zwar Bauvorrichtungen für:

1. kleine ebene und geformte Teile
2. größere flächige und leicht gewölbte Teile
3. langgestreckte Teile
4. große räumliche Teile

Im Rahmen der ersten Gruppe liegen Bauvorrichtungen für Deckel, Klappen, Knotenstücke, kleine Spante, einfache Schweißvorrichtungen usw. Ihr Aufbau vollzieht sich in der Regel auf Platten aus Stahlblech, die durch Winkelrahmen verstärkt sind, oder auf je nach Erfordernissen zusammengestellten Grundkörpern. An der Gesamtzahl der Bauvorrichtungen haben sie den größten Anteil, der etwa 70 bis 80% beträgt.

Bauvorrichtungen für größere, flächige und leicht gewölbte Teile — Bilder 2 bis 4¹⁾ — lassen bereits Grundkörper erkennen, die als rechteckige und quadratische Rahmen, Ringe, Bauplatten usw. in verschiedenen Größen und Abmessungen immer wieder-

¹⁾ Das Bildmaterial ist dem im Fachbuchverlag Leipzig erscheinenden Buch „Vorrichtungen im Flugzeugbau“ entnommen.

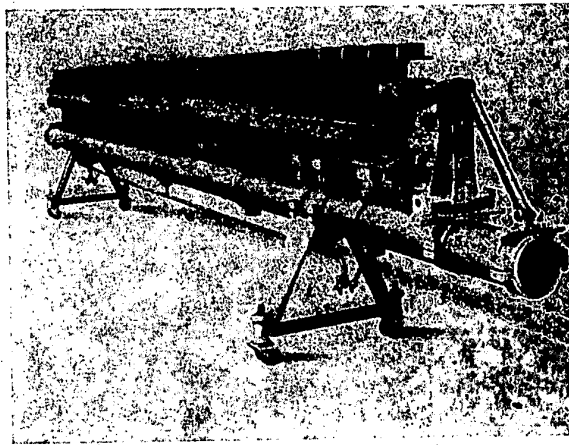


Bild 5. Langgestreckte, fahrbare Bauvorrichtung für Gurtflaschenträger. Grundkörper aus Rohr auf gußeisernen Böcken, Aufbauten an Flanschschellen befestigt, Preßluftleitung unterhalb des Rohres

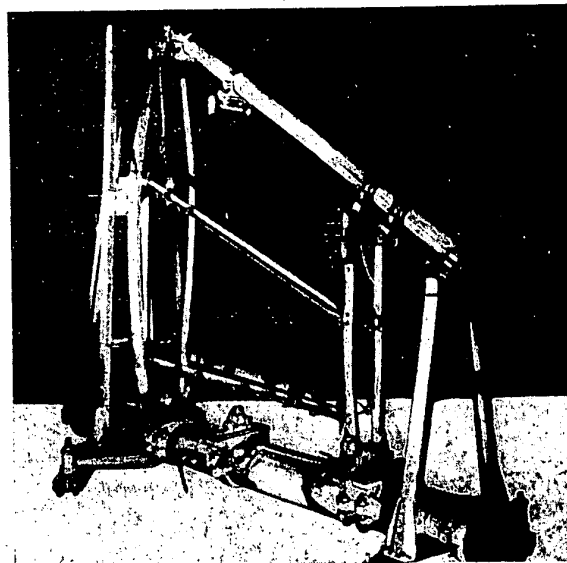


Bild 6. Fahrbare Bauvorrichtung für Seitenflosse. Grundkörper: Rohr mit Quertägern und Flanschschellen, Aufbauten aus Normalprofilen. Die Vorrichtung gehört zu einer Taktstraße mit vier Takten

kehren. Oft sind sie der besseren Zugänglichkeit wegen auf Böcken schwenkbar gelagert, so daß der Zusammenbau und das Nieten der Teile sowohl in horizontaler als auch in vertikaler Weise vorgenommen werden kann.

Aber auch Rohre mit daran befestigten Quergliedern oder entsprechenden Aufbauten zählen zu dieser Gattung (Bild 1). Geeignete Bauteile sind Spante, Querverbände, Verkleidungen für Triebwerk und Fahrgestell, Motorgondeln, Bodenwannen usw. Auch Gerüste für Kanzeln, Kabinendach und ähnliche sperrige Teile gehören zu dieser Kategorie.

Bauvorrichtungen für langgestreckte Bauteile (Bild 5), insbesondere Diagonalverbände, Tragflächenträger in Rohr-, Gurtflaschen- oder Stegblech-Ausführung, Stirnkappen usw., erfordern Grundkörper entsprechender Länge. Diese können aus normalen Stahlblechen, Normalprofilen und Gitterträgern bestehen. Kastenträger mit quadratischem oder rechteckigem Querschnitt sind ebenfalls anwendbar.

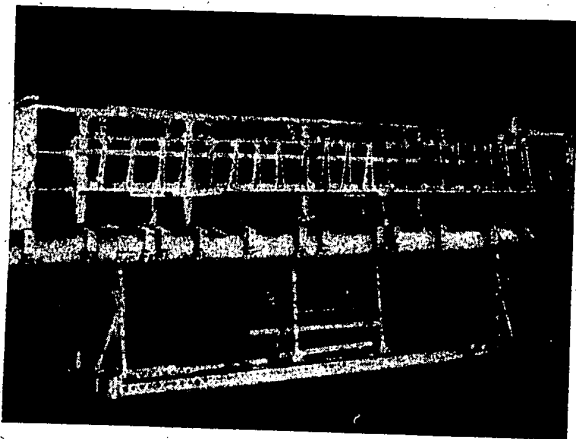


Bild 7. Bauvorrichtung für Querruder, auf fahrbaren in der Länge verstellbaren Wagen einer Taktstraße montiert

Der verwindungsfeste Bau derartiger Vorrichtungen verleitet den nicht versierten Konstrukteur aus Sicherheitsgründen häufig dazu, diese durch Fundamentschrauben mit dem Boden zu verbinden, um Verdrehungskräfte abzufangen. Das sollte nicht geschehen. Die Konstruktionen sind heute so ausgereift, daß diese ohne Bedenken mittels Tellerfüßen und Spindeln lose auf den Boden gestellt werden können. Der Hallenboden sollte ein für allemal unangetastet bleiben.

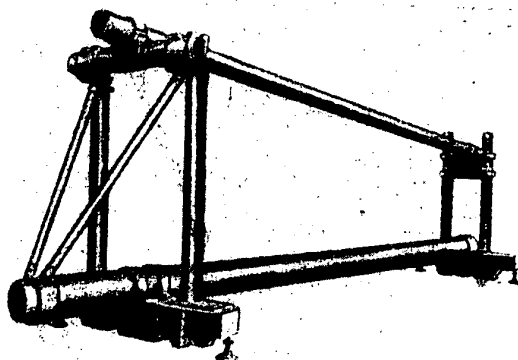
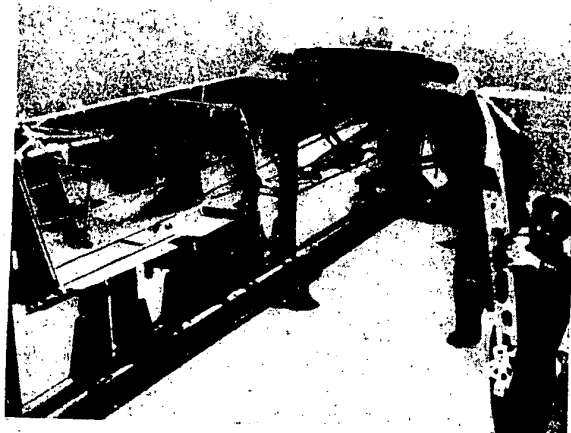


Bild 8. Grundgerüst einer Tragflächenbauvorrichtung nach dem „Baukastensystem“. Ortsbeweglichkeit durch Spindelfüße

Bild 9. Rumpfbauvorrichtung. Boden und Seitenwände werden in dieser Vorrichtung zusammengesetzt



Mit Hilfe optischer Kontrolleinrichtungen sind eingetretene Verwindungen oder Abweichungen von den Bezugsebenen zu jeder Zeit leicht feststellbar. Zum leichteren Transport werden an geeigneten Stellen feste oder ausschwenkbare Rollen vorgesehen (Bild 5).

Bauvorrichtungen für große räumliche Flugzeugteile, Rumpfe, Tragflächen, Leitwerke, Seitenwände, Schalen usw. (Bilder 6 bis 13) haben als Grundkörper einen durchgehenden Längsträger mit seitlichen Querträgern, die eine gute Standsicherheit ermöglichen. Auf diesen Körpern werden Portale, Endböcke oder Zwischengerüste zum Zusammenbau dieser Teile errichtet.

Auch rahmen- und portalartige Grundkörper sind gut geeignet, wenn sie der allgemeinen Forderung entsprechend ortsbeweglich gestaltet werden. Die Anwendung des Baukastensystems und

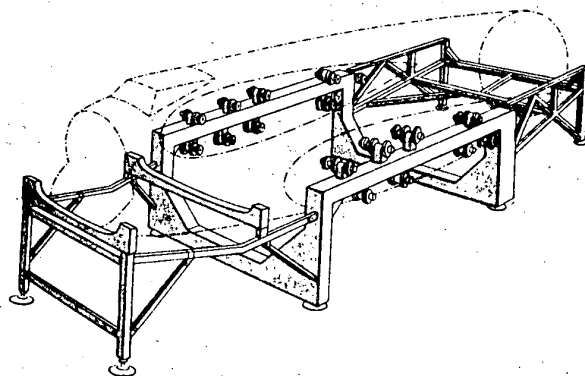


Bild 10. Schematische Darstellung einer Rumpfbauvorrichtung in „Portalbauweise“ für Großrumpfe. Diese Bauweise vermeidet den unterhalb durchgehenden Längsträger. Der Rumpf wird dadurch beim Nieten gut zugänglich. Freie Aufstellung auf dem Hallenboden durch „Tellerfüße“

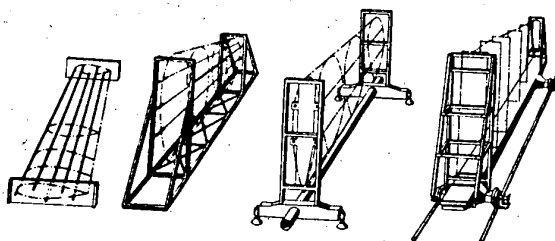


Bild 11. Entwicklungsstufen der Tragflächenbauvorrichtung

weitgehende Verwendung genormter Teile sind dabei selbstverständliche Voraussetzungen. Auf ausreichende Stabilität und Flächensteifigkeit ist größter Wert zu legen.

Arbeitsbühnen und Treppen sollen deshalb nicht mit dem Vorrichtungengerüst fest in Verbindung gebracht, sondern unabhängig davon errichtet werden, um die Maßgenauigkeit der Vorrichtungen durch unkontrollierbare Belastungen und Kräfteübertragungen nicht zu beeinträchtigen. Denn schon kleine Veränderungen durch Biege- oder Verwindungskräfte können bei langgestreckten Teilen erhebliche Ungenauigkeiten in den System- und Anschlußmaßen hervorrufen, die zur Unbrauchbarkeit der fertigen Bauteile führen.

Bauvorrichtungen im Produktionsprozeß

Bauvorrichtungen sind für den Zusammenbau des Flugzeuges unerläßlich. Sie tragen dazu bei, den Fertigungsprozeß abzukürzen, die Formgenauigkeit zu gewährleisten und die Qualität

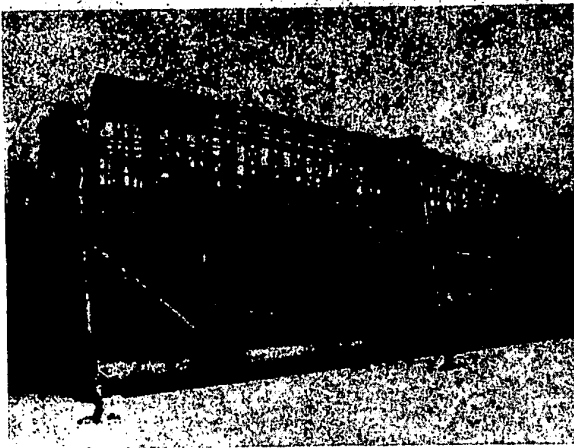


Bild 12. Tragflächenbauvorrichtung. Vorstufe für das „Baukastensystem“

zu erhöhen. Mit den Vorrichtungen allein wird das jedoch nicht erreicht. Obwohl die Lage aller wichtigen Punkte durch Halterungen und Spanneinrichtungen zwangsläufig festgelegt ist, verbleiben darüber hinaus Bauvorgänge, die von der Geschicklichkeit und dem handwerklichen Können der Werkstätigen abhängig sind und von ihnen maßgeblich beeinflusst werden. So können zum Beispiel durch unsachgemäßes Nieten oder schlechtes Anpassen der Hautbahnen Spannungen entstehen, die zu Beulen in der Beplankung führen. Diese häßlichen Stellen sind nicht wieder wegzubringen und mindern das Aussehen und die aerodynamischen Werte des fertigen Flugzeuges ganz beträchtlich. Je glatter die Oberfläche ist, um so mehr ist sie ein Maßstab

Bild 13. Tragflächenbauvorrichtung nach dem „Baukastensystem“. Bemerkenswert ist die einsäulige Ausführung und die im Vordergrund sichtbare ausschwenkbare „Wurzellehre“



DEUTSCHE FLUGTECHNIK · 1957 H. 3/4

für die erstrebte genaue aerodynamische Form und ein geschultes Fachpersonal.

Darüber hinaus können durch fehlerhaftes Nieten Spreizkräfte entstehen, die Spannungen im Materialgefüge verursachen, mit denen der Konstrukteur nicht gerechnet hat, und Überbeanspruchungen hervorrufen.

Nicht selten sind die Fälle, insbesondere beim Anlauf neuer Typen, wo Bauteile windschief aus den Vorrichtungen herauskommen und derart „springen“, daß eine Wiederaufnahme nicht möglich ist. Das Nachrichten erzeugt wieder oft nicht zu verantwortende Spannungen, so daß derartige Teile als Ausschuß erklärt werden müssen.

Alle diese Momente tragen dazu bei, daß der Flugzeugbauer ein hohes Verantwortungsbewußtsein haben und seinen persönlichen Anteil dazu beitragen muß, die Sicherheit im Flugverkehr zu garantieren.

Schlußbetrachtung

Aus dem großen Gebiet der Bauvorrichtungen konnte nur ein verhältnismäßig kleiner Ausschnitt als Überblick gegeben werden. Die vielseitigen Ausführungsformen in Verbindung mit den zur Herstellung erforderlichen Hilfsmitteln, insbesondere Schalblöcken, Vorrichtungsform- und Anschlußlehren, Meßverfahren zum Ausrichten der Vorrichtungen sowie auch spezielle Fertigungsverfahren stellen ein Stoffgebiet dar, das im Rahmen dieser Ausführungen nicht erschöpfend zu behandeln ist und späteren Betrachtungen überlassen bleiben muß.

Flu 143

Luftfahrt in der Vergangenheit

DK 656.7(091)

- 3. 7. 1900 Erster Aufstieg eines Zeppelin-Luftschiffes in Manzell am Bodensee.
- 11. 7. 1907 Blériot startet zu seinen ersten Eindecker-Flügen und stellt hierbei einen Streckenrekord von 150 m auf.
- 20. 7. 1909 Erster Flug Igo Etrichs auf der nach ihm benannten Taube in Wiener Neustadt.
- 25. 7. 1909 Erste Überquerung des Ärmel-Kanals in Richtung Calais-Dover von Blériot in 32 Minuten auf seinem Blériot-Eindecker mit 25-PS-Motor.
- 10. 8. 1896 Otto Lilienthal verstorben.
- 18. 8. 1903 Nördlich von Hannover in der Vahrenwalder Heide führte der Deutsche Karl Jatho mit einem selbstgebauten Dreiecker mit 9/12-PS-Buchet-Motor den ersten Flugsprung über deutschem Boden von 18 m Länge in dreiviertel Meter Höhe aus.
- 25. 8. 1919 Erster regelmäßiger Flugdienst zwischen Paris und London.
- 15. 8. 1929 Erster Weltflug des Luftschiffes „Graf Zeppelin“.
- 27. 8. 1939 Das erste Turbinenstrahlflugzeug der Welt, die Heinkel He 178, startet zu ihrem ersten Flug.

Flu 128

Ein Abnahmeflug mit der IL14P

Von Redakteur H. Ahner

DK 629.135.001.41

Dieser Beitrag soll in erster Linie dazu dienen, den Mitarbeitern unserer jungen Luftfahrtindustrie einen Maßstab für die eigene in Konstruktionsskizzen und Werkhallen vollbrachte Leistung zu finden. Das Schaffen am Detail, scheinbar oft weit ab vom eigentlichen Flugzeug, beeinträchtigt mitunter die richtige Einschätzung der Bedeutung der eigenen Arbeit, des eigenen Anteils am Gesamterzeugnis.

Ein Abnahmeflug ist kein normaler Reiseflug. Bei ihm werden dem Kunden die Flugleistungen oft bis zu ihren Grenzen vorgeführt. Mit kritischen Augen prüft der Abnehmer jede Einzelheit und damit die in jeder Werkstatt geleistete Arbeit. Von ihrer Güte hängt die Flugsicherheit und damit das Leben von Menschen ab.

Die Redaktion

Wenn böse Zungen einstmal das Wort geprägt haben „Wo die Ordnung aufhört, da fängt die Fliegerei an“, so bildet auf jeden Fall das, was in unserer Luftfahrtindustrie geschieht — ganz gleich an welcher Stelle — den eklatanten Gegenbeweis dazu. Besonders deutlich findet das seinen Ausdruck in der Flügerprobung. Erprobt wird zwar beim heutigen Stand der Technik so ziemlich alles, was industriell hergestellt wird: Man jagt Motorräder und Autos über wilde Prüf Strecken, man prüft Kraftmaschinen und Haushaltsgeräte, ja selbst das Besohlmateriale für Schuhe wird Untersuchungen auf seine Abriebfestigkeit unterworfen.

Nirgends aber besitzt die Erprobung solche Tragweite wie in der Flugzeugindustrie, deren Erzeugnisse sich im dreidimensionalen Raum bewegen. Jedes Flugzeug, ganz gleich ob Prototyp oder Serienflugzeug, unterliegt einem individuellen Erprobungsprogramm, bevor es das Werk verläßt. Erst wenn dieses Programm erfolgreich durchgeführt und die Abnahme der Maschine



Bild 1. Das fertig erprobte Flugzeug wird für den Abnahmeflug betankt

erfolgt ist, wird sie dem Kunden ausgehändigt. Nach menschlichem Ermessen sind damit für die Betriebssicherheit des Flugzeuges alle Voraussetzungen gegeben. Tatsächlich gibt es heute im Luftverkehr — wenn alle Sicherheitsmaßnahmen eingehalten werden — kaum noch Flugunfälle durch ein Versagen der Maschine. So haben die sowjetische Aeroflot und die Scandinavian Airlines System (SAS) seit Jahren viele Millionen von Fluggästkilometern nahezu unfallfrei geflogen.

Nach Abschluß der Flügerprobung wird am Flugzeug noch einmal eine genaue Endkontrolle durchgeführt und die sich daraus noch ergebenden Arbeiten erledigt. Erst dann wird das Flugzeug den Vertretern des Abnehmers zur Durchsicht und Überprüfung zunächst in der Halle vorgeführt. Dabei erfolgen an der aufgebockten Maschine Funktionsproben von

Fahrwerk und Landeklappen. Sämtliche Klappen und Handlöcher werden geöffnet, um Einblick in alle Einzelheiten zu ermöglichen. Bei der Überprüfung verfährt der Abnehmer nach einem festgelegten Schema, um den Wert dieser Abnahme nicht durch eine subjektive und Zufälligkeiten unterworfenen Prüfung zu mindern. Gleichzeitig mit diesem Teil der Abnahme erfolgt eine Durchsicht der zu jedem Flugzeug gehörenden Zubehör- und Ersatzteile auf Vollständigkeit und Zustand (Abdeckplanen, Bremsklötze, Fahrwerk- und Ruderfeststellung, Bordwerkzeug und dergleichen mehr). Haben sich die Beauftragten des Abnehmers außerdem davon überzeugt, daß eventuelle Sonderwünsche, die sich aus dem vorgesehenen Verwendungszweck ergeben und die dem Auftrag zugrunde lagen, berücksichtigt wurden, dann ist dieser Teil der Abnahme beendet und das Flugzeug wird aus der Halle ins Freie gebracht. Nunmehr findet der Triebwerk-Standlauf zur Überprüfung aller Triebwerk- und Triebwerkgeräte-Funktionen statt. Die Vertreter des Kunden befinden sich dazu mit an Bord, um alle Geräteanzeigen überwachen und gegebenenfalls schriftlich festhalten zu können. Dieser Standlauf erstreckt sich über 10 bis 15 Minuten Dauer. Dabei kommt es auf rasches Erfassen aller Gerätemeßwerte an, da die luftgekühlten Triebwerke — um eine Überhitzung der Zylinderköpfe und des Schmierstoffes zu vermeiden — nur kurze Zeit im Stand auf Startleistung laufen dürfen. Zu diesem Zwecke werden die Triebwerke einige Male kurz auf Startleistung beschleunigt, während sie in der übrigen Zeit des Standlaufes auf verschiedenen niedrigeren Drehzahlen laufen.

Im einzelnen werden dabei geprüft:

1. Rasches Anspringen der Triebwerke und damit im Zusammenhang die Funktionen von Anlassern und Zündmagneten;
2. die Leistung der Generatoren;
3. die Einhaltung des erforderlichen Kraftstoff- und Schmierstoffdruckes sowie der Gemischregelung;
4. das Beschleunigungsvermögen;
5. die Luftschaubvenstellautomatik;
6. die Zylinderkopftemperaturen;
7. als Komponenten der Triebwerkleistung Drehzahl und Ladedruck;
8. der Leerlauf. Bei einer Drehzahl von 550 bis 600 Umdrehungen pro Minute muß das Triebwerk noch schüttelfrei laufen.

Zugleich soll der Standlauf den Nachweis der Dichtheit der Triebwerke erbringen. Dazu werden nach dem Standlauf die Verkleidungsbleche abgenommen, und die Triebwerke auf austretenden Betriebsstoff (Kraftstoff, Schmierstoff) überprüft. Nach dieser Kontrolle startet das Flugzeug zu einem Sicherheitsflug nach der Enddurchsicht. Erst dann erfolgt der Abnahmeflug.

An Bord befinden sich werkseitig ein Flugzeugführer, ein Bordfunker, ein Bordmechaniker, ein Navigator und ein Flugversuchs-Ingenieur und von seiten des Abnehmers ein Flugzeugführer, ein Bordfunker, ein Bordmechaniker und weitere Beauftragte. Der Zeiger meiner Armbanduhr steht auf 11.59 Uhr. Der erste Flugzeugführer erteilt den Befehl: „Netz einschalten!“ — „Ist eingeschaltet!“, gibt der Bordfunker zurück.

Leise singt der Anlasser. Einen Augenblick später setzt das linke Triebwerk mit heulendem Diskant ein. Ein paar Ölschwaden werden mit rasender Geschwindigkeit aus den Auspuffrohren



Bild 2. Ein letzter Blick in die geöffneten Handlöcher. Sind das Landeklappengestänge und der Betätigungsmechanismus für die Verriegelung des Fahrwerkschlosses in Ordnung?

Bild 3. Jedes Besatzungsmitglied hat fest umrissene Aufträge. In einer kurzen Flugbesprechung vor dem Start werden Zweck und Aufgabe des Fluges nochmals erläutert

scheiben der Flugzeugführerkabine werden einer eingehenden Überprüfung unterzogen.

Ebensolche Aufmerksamkeit wird den Anzeigen der Navigationsgeräte wie Wendezüger, Wendehorizont, Kreiselhalbkompaß, Magnet- und Fernkompaß, Funkpeilanlagen und Funkhöhenmesser gewidmet. Von ihrem Funktionieren hängen im praktischen Flugbetrieb die Einhaltung des beabsichtigten Flugweges und die Flugsicherheit im Blindflug ab.

nach hinten gerissen. Im nächsten Augenblick dringen die ersten Zündungen des zweiten Triebwerkes gedämpft in die Kabine, durch die jetzt ein leises Vibrieren geht. Um 12.03 Uhr rollt die Maschine ganz weich an und schwenkt auf die Startpiste ein, auf der sofort die erste Prüfung beginnt. Dem Kunden werden die hydraulische Bremsung und die Notbremsanlage des Hauptfahrwerkes vorgeführt. Leicht nach vorn nickend kommt die Maschine wieder zum Stehen. Die Bremsen wirken weich und keineswegs unangenehm für den Fluggast.

Nun laufen die Triebwerke auf Startleistung. Die Piste huscht vorüber und Sekunden später hebt die IL 14 P unmerklich ab. Das Variometer bestätigt eine hohe Steiggeschwindigkeit, und bald liegt die Elbe 1200 Meter unter uns. Das sonnenüberflutete Land sinkt hinter dem Flugzeug zurück. Felder und Waldflächen, die geometrischen Gebilden gleichen, zuweilen von Dörfern und schnurgeraden Straßen unterbrochen, ziehen als endloser Teppich unter der Maschine hinweg. Manchmal neigt sich eine Tragfläche im Kurvenflug zum Boden, und auf der anderen Seite rutschen Erde und Wolken wie über einen Steilhang in die Tiefe hinab.

Bei diesem Flug wird dem Kunden eine eingehende Funktionsprüfung vorgeführt. Vom Start an werden die Ruderkräfte und die Trimmung der Ruder in allen Fluglagen beurteilt. Probeweise werden Fahrwerk und Landeklappen im Zweimotoren- und Einmotorenflug ausgefahren. In verschiedenen Fluglagen (normalem und steigenden Kurvenflug, Horizontal- und Steigflug) werden die Triebwerke wechselweise abgestellt, die Luftschraubenblätter auf Segelstellung gebracht und deren Verstellzeiten gemessen. In Verbindung damit erfolgt eine Prüfung der Dreischalensteuerung, die auch im Einmotorenflug mit linkem Triebwerk voll wirksam bleibt. Der Flug mit Nennleistung des Triebwerkes ist ein weiterer Programmpunkt des Abnahmefluges. Auch hier müssen bestimmte festliegende Geräteanzeigen eingehalten werden.

Dem Bordfunker obliegt inzwischen die funktionsmäßige Kontrolle der beiden Kurzwellen- und der Ultrakurzwellen-Empfangs- und Sendeanlagen sowie der Bord-Eigenverständigung.

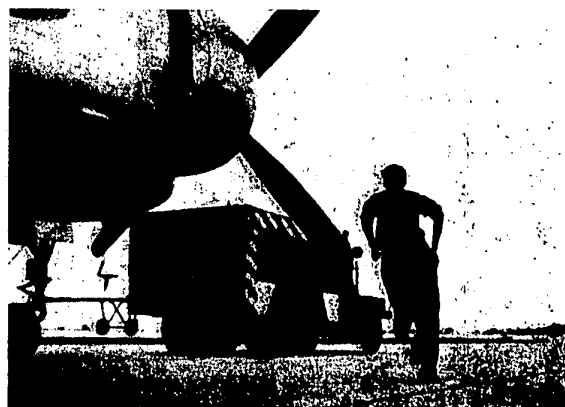
Die in Tragflächen- und Leitwerknaßen eingebaute Warmluftenteisung, die Flüssigkeitsenteisung der Luftschrauben und die vierfache Sicherung gegen Vereisen und Beschlagen der Sicht-

Schließlich werden die Einrichtungen des Flugkomforts wie Belüftung, Heizung und Einzel-Frischlufthuschen einer Funktionsprüfung unterzogen.

Bei diesem Abnahmeflug hat jedes Besatzungsmitglied, wie schon bei den vorausgegangenen Erprobungsflügen, ein Programm mit festumrissenen Aufgaben zu erfüllen. Die Schönheiten des Fluges werden daher kaum beachtet, denn die exakte Durchführung der gestellten Aufgaben erfordert äußerste Konzentration und die ungeteilte Aufmerksamkeit jedes Besatzungsmitgliedes. Inzwischen nähern wir uns wieder dem Flugfeld. Wie von einem Balkon blickt man aus der Flugzeugführerkabine auf die Erde hinunter, die nun wieder näher herankommt. Manchmal schiebt sich die bunte Landschaft im Kurvenflug seitlich vor der breiten Sichtscheibe vorüber. Straßen und Häuser huschen bedenklich nahe unter uns hinweg. Doch das Arbeitsprogramm ist noch nicht beendet.

Jetzt wird die Flugleitung noch zweimal in rd. 100 Meter Höhe überflogen, um die Blindlandeanlage zu überprüfen. Beim Überfliegen des Senders sprechen in der Flugzeugführerkabine optische und akustische Zeichen an. Hierbei ertönt ein Klingelzeichen und am Instrumentenbrett leuchten zwei weiße Signallampen auf.

Bild 4. Die IL 14 P wird vom Abstellplatz zur Startpiste geschleppt. Die Besatzung hat bereits ihre Plätze eingenommen und wenige Minuten später wird die Maschine zum Abnahmeflug unterwegs sein



Zum Abschluß seien noch einige Flugeindrücke in der IL 14 P erwähnt, die sich allerdings auf einen unvollständigen und äußerst subjektiven Abriß beschränken. Zudem können diese Beobachtungen nicht völlig der tatsächlichen Situation gerecht werden, weil unter ähnlichen Bedingungen erfolgene Vergleichswerte für Baumuster dieser Kategorie fehlen, da nur selten die Gelegenheit besteht, in Verkehrsflugzeugen unter Erprobungs- und Abnahmebedingungen zu fliegen.

Beim Start fielen der außerordentlich große Steigwinkel und eine hohe Steiggeschwindigkeit auf. Hierbei wurden Werte erreicht, die selbstverständlich unter normalen Reisebedingungen kaum erfolgen werden. Im wesentlichen ist das auf die Leistungsreserve der beiden 14-Zylinder-Doppelstern-Einspritz-Motoren von je 1900 PS Startleistung zurückzuführen. Bei einem Abfluggewicht von 16500 kg ergibt sich daraus die verhältnismäßig niedrige Leistungsbelastung von 4,35 kg/PS. Dem Passagier im Reiseflug dürfte, sofern er den Blick nicht nach außen auf das Triebwerk richtet, kaum bewußt werden, daß ein Triebwerk abgestellt wurde. Bekannt ist, daß bei Ausfall eines Triebwerkes nach dem Start der Flug der IL 14 P durchaus gefahrlos fortgesetzt werden kann und daß natürlich auch ein Steigflug möglich ist. Das gleiche gilt, wie der genannte Abnahmeflug mehrfach demonstrierte, auch für den Kurvenflug sowohl über den stehenden als auch über den laufenden Motor.

Die Ruderfolgsamkeit sowie die statische und dynamische Stabilität bewegen sich in den heute üblichen Bereichen. Bemerkenswert ist die außerordentlich kurze Zeit für das Ein- und Ausfahren des Fahrwerkes (Einfahren 4 Sekunden, Ausfahren 3,7 Sekunden). Bei einem Vergleich mit anderen Baumustern dürfte die IL 14 P in diesem Punkte an der Spitze liegen. Flattererscheinungen des Bügrades treten weder beim Start noch bei der Landung auf. Die Rollstrecken beim Start (470 m) und Landung (430 m) sind ebenso wie die Start- und Landestrecken auf bzw. aus 25 Meter Höhe (1020 m und 860 m) normal. Bei der IL 14 P steht der Grundsatz der Flugsicherheit an erster Stelle. Das beginnt bei den für sowjetische Konstruktionen üblichen hohen Lastannahmen und endet schließlich bei solchen Details, wie dem vierfachen Schutz gegen Vereisen und Beschlagen der Sichtscheibe der Flugzeugführerkabine (elektrische Beheizung, Warmluftbestrahlung, Flüssigkeitsenteisung und hydraulische Scheibenwischer). Im einzelnen ist sie auf folgende Fakten zurückzuführen:

1. Die aerodynamische Durchbildung des Baumusters ermöglicht noch eine Flugfähigkeit bei 125 km/h. Aus der sowjetischen Erprobung wird dazu mitgeteilt, daß bei normaler

Schwerpunktlage auch bei dieser niedrigen Geschwindigkeit die Maschine nicht über die Tragfläche abkippt. Sie nimmt stattdessen brav die Nase nach unten und holt rasch wieder an Geschwindigkeit auf.

2. Die Maschine kann infolge ihrer hohen Leistungsreserve im Einmotorenflug fliegen. Auch Steig- und Kurvenflug sind dabei möglich. Darüber hinaus können Kurven über das stehende Triebwerk geflogen werden.
3. Innerhalb einer Startstrecke von 1400 Metern kann das Flugzeug, sofern die Geschwindigkeit von 165 km/h noch nicht erreicht ist, bei Ausfall eines Triebwerkes wieder sicher zum Stehen gebracht werden. Wurden jedoch bis zum Zeitpunkt des Triebwerkausfalles 165 km/h erreicht, dann kann der Start auch mit einem Triebwerk gefahrlos fortgesetzt werden.
4. Das Fahrwerk fährt in kürzester Zeit ein und aus.
5. Die Luftschraubenblätter können bei Triebwerkausfall schnell auf Segelstellung gebracht werden.
6. Mehrfache Sicherungen sind für eventuelle Störungen vorhanden. Zum Beispiel steht beim Ausfall einer Kurzwellen-Sende- und Empfangsanlage eine zweite zur Verfügung. Beim Versagen der Hydraulikanlage für das Ein- und Ausfahren des Fahrwerkes, die Betätigung der Landeklappen ist eine Hydrauliknotbetätigung vorgesehen usw.

Wenn auch in der ganzen Luftfahrttreibenden Welt das Thema Flugsicherheit betont wird, so stellt man im sowjetischen Flugwesen entsprechend der sozialistischen Konzeption des gesamten Lebens diesen Punkt noch vor die Flugeleistungen.

Im ganzen betrachtet stellt die Produktion der IL 14 P einen guten Beginn für unsere Luftfahrtindustrie dar. Berücksichtigt man noch die Tatsache, daß es das erste nach 1945 in Deutschland gebaute Verkehrsflugzeug ist, so handelt es sich um einen weiteren Meilenstein im traditionsreichen deutschen Flugwesen. Die Sowjetunion überließ uns die Konstruktionsunterlagen für dieses Baumuster kostenlos zum Bau der Maschine in eigener Verantwortung. Damit ist der Deutschen Demokratischen Republik die Möglichkeit gegeben, den eigenen Bedarf mit Inlanderzeugnissen zu decken und darüber hinaus im Exportgeschäft mit einem solch lohnintensiven Produkt, wie es das Flugzeug darstellt, aufzutreten. Damit erhält unsere Luftfahrtindustrie die wirtschaftliche Basis für eigene Entwicklungen im Gegensatz zur bundesdeutschen Luftfahrtindustrie, die mangels ausreichender finanzieller Mittel bisher auf die eigene Entwicklung von großen Verkehrsflugzeugen verzichten mußte, wertvolle Hilfestellung.

Flu 154

Luftfahrttechnische Tagung 1958

Im Frühjahr 1958 soll in Dresden die erste Luftfahrttechnische Tagung stattfinden, die gemeinsam von unserem Industriezweig und dem Fachausschuß „Luftfahrt“ der Kammer der Technik durchgeführt wird. Es ist vorgesehen, auf dieser Tagung die bei uns auftretenden Probleme auf wissenschaftlicher Basis vorzutragen und zu erläutern, um das Verständnis für unsere Forderungen an andere Industriezweige zu wecken und zu vertiefen. Es werden Probleme des Zellen-, Triebwerks- und Gerätebaus, der metallischen und nichtmetallischen Werkstoffe, des Oberflächenschutzes und der Betriebsstoffe behandelt.

Zu gegebener Zeit werden wir nähere Einzelheiten in unserer Zeitschrift veröffentlichen.

Neues aus der Weltluftfahrt

DK 629.13(100):008

Flugzeuge

Die Luftfahrtindustrie der Deutschen Demokratischen Republik beschäftigt sich gegenwärtig mit der Entwicklung eines neuen Kurz- und Mittelstrecken-Verkehrsflugzeuges mit Propellerturbinenantrieb. Das Flugzeug vom Typ 153 soll 600 bis 650 km/h Reisegeschwindigkeit erreichen und später die IL 14 P ersetzen. Die sowjetische Luftverkehrsgesellschaft Aeroflot hat vor kurzem ein neues Mittelstrecken-Verkehrsflugzeug vom Typ An-10 „Ukraina“ (Bild 1) in Erprobung genommen. Das vom sowjeti-

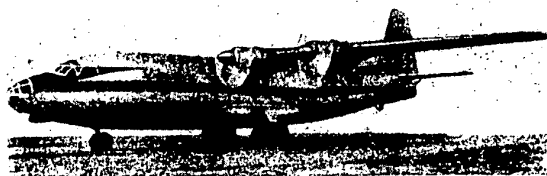
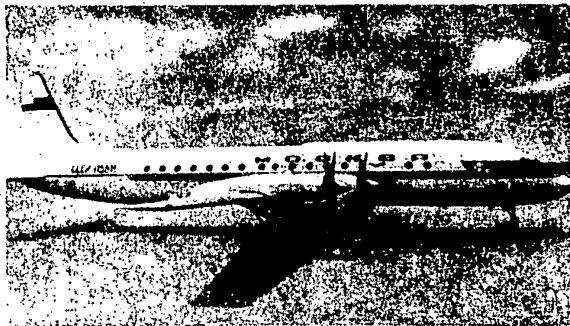


Bild 1. Verkehrsflugzeug Antonow An-10 „Ukraina“

schen Konstrukteur O. K. Antonow entwickelte Flugzeug ist mit vier Propellerturbinen, von denen jede mehr als 4000 PS leistet, ausgerüstet und soll 84 Fluggäste einschließlich 3,5 t Fracht mit 600 km/h Reisegeschwindigkeit in 8 bis 10 km Höhe befördern. Es soll auch als Transportflugzeug Verwendung finden und ist in kurzer Zeit umrüstbar. Neu ist die bisher nur Militärtransportern eigene Anordnung von zwei Fahrwerkswülsten seitlich des Rumpfes zur Aufnahme des achtradrigen einfahrbaren Hauptfahrwerkes.

Auf dem Flughafen Wnukowo bei Moskau wurden im Juli drei neue sowjetische Verkehrsflugzeuge vorgeführt. Das von Prof. Iljuschin konstruierte, mit vier Propellerturbinentriebwerken von je 4000 PS ausgerüstete Langstrecken-Verkehrsflugzeug IL-18 (Bild 2) für 70 bis 100 Fluggäste befördert 12 t Nutzlast mit 650 km/h Reisegeschwindigkeit auf Strecken bis 5000 km. Ferner wurden zwei Neukonstruktionen Prof. Tupoljews gezeigt. Das mit vier Strahltriebwerken ausgerüstete Mittelstrecken-Verkehrsflugzeug Tu-110 (Bild 3) bietet 78 bis 100 Fluggästen Platz. Die Höchstgeschwindigkeit beträgt 1000 km/h, die Reichweite 3500 km.

Bild 2. Iljuschin IL-18 „Moskwa“



Aus der bekannten Tu-104 entwickelte Prof. A. N. Tupoljew die Tu-104 A für 70 Fluggäste. Die Reisegeschwindigkeit wird mit 800 km/h, die Reichweite mit 3000 km angegeben.

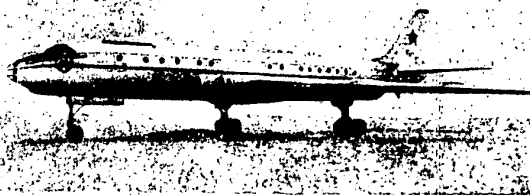


Bild 3. Tupoljew Tu-110

Sowjetische Konstrukteure arbeiten z. Z. an einem von Prof. A. N. Tupoljew entworfenen Langstrecken-Verkehrsflugzeug Tu-114, das mit vier PTL-Triebwerken ausgerüstet 170 Fluggäste mit einer Reisegeschwindigkeit von mehr als 900 km/h befördern soll. Der Rumpf des neuen Flugzeuges wird zwei Decks besitzen. In der Volksrepublik Polen wurde mit dem Bau eines viermotorigen Verkehrsflugzeuges MD 12 für 20 Fluggäste begonnen. Der Einsatz wird im Inlandsluftverkehr erfolgen.

Das englische Flugzeugwerk Armstrong-Whitworth veröffentlichte den Entwurf eines neuen Verkehrs/Frachtflugzeuges AW-650 „Freightliner“ für Kurz- und Mittelstreckeneinsatz (Bild 4). Es handelt sich um ein mit vier Rolls-Royce „Dart“-Propellerturbinen von je 2100 PS Startleistung ausgerüstetes und vorwiegend für den Frachteinsatz bestimmtes Flugzeug, das sich gleichermaßen als Verkehrsflugzeug für 71 oder 82 Fluggäste, Militärtransporter oder in Spezialausführung zum Autotransport eignen soll.

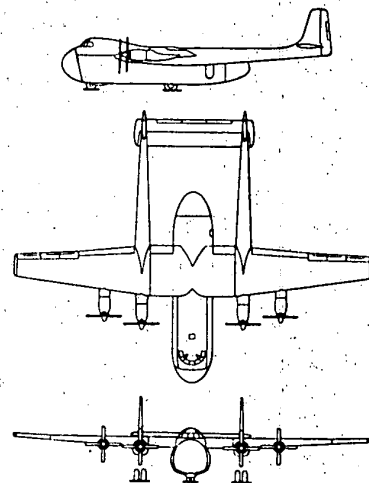


Bild 4.

Armstrong-Whitworth.
AW-650 „Freightliner“

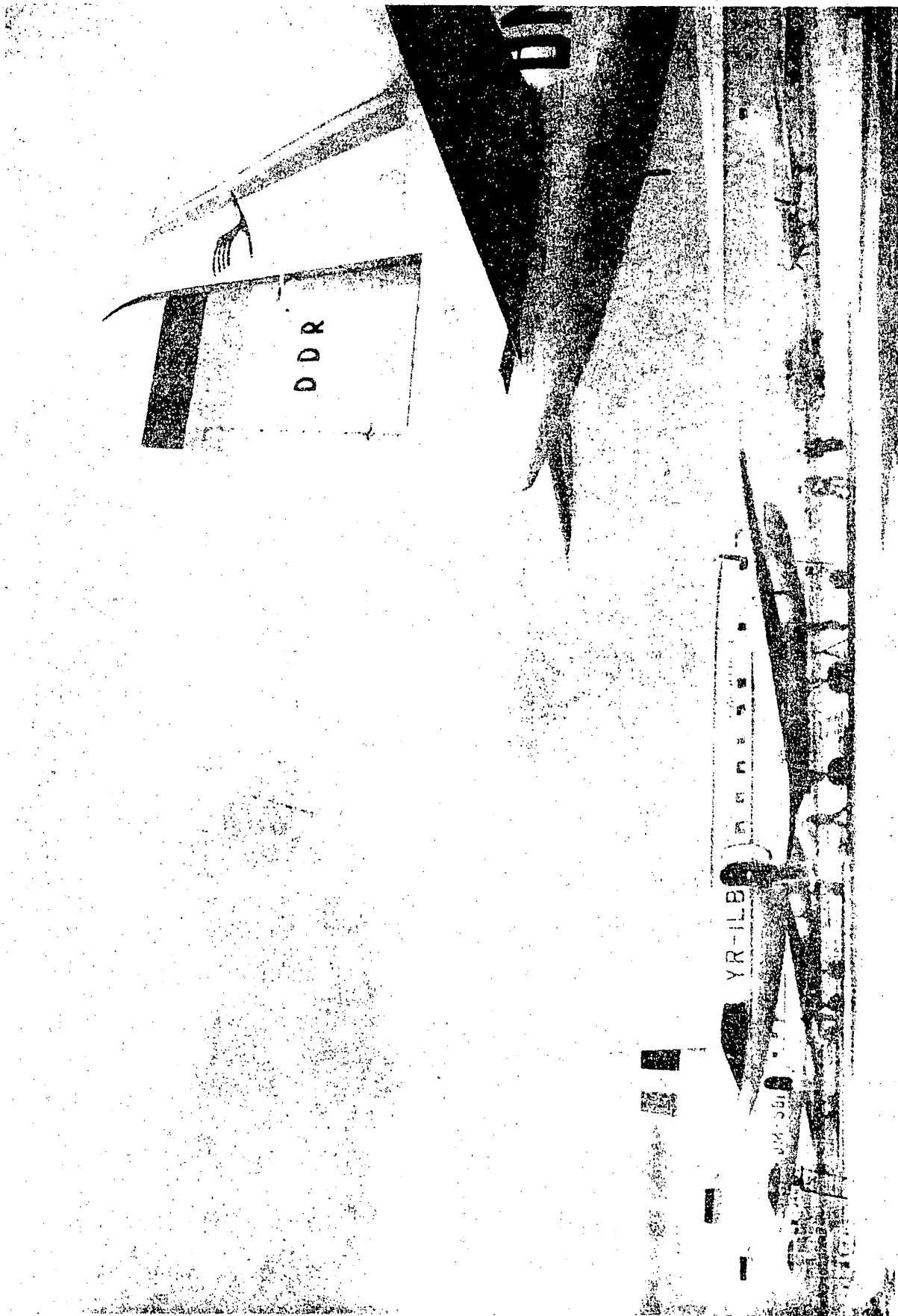
Triebwerke

Das erste von der Flugzeugindustrie der DDR erbaute Turbinenstrahltriebwerk wird z. Z. auf dem Prüfstand erprobt. Es ist zum Einbau in ein gegenwärtig in Entwicklung stehendes Verkehrsflugzeug vorgesehen.

Allgemeines

Eine Starthilfsanlage für Flugplätze mit besonders kurzen Startbahnen hat die All American Engineering Co. entwickelt. Sechs miteinander gekuppelte Turbinenluftstrahltriebwerke mit einer Leistung von insgesamt 60000 PS werden zum Antrieb des neuartigen Katapultes verwendet, das in der Lage sein soll, die normal notwendige Startstrecke kleiner bis mittlerer Flugzeuge auf ein Fünftel zu verkürzen.

Flu 139



Start der Verkehrsflüge von Typ IL 14 P auf dem Zentralflughafen Berlin-Schöneberg. Von links im Bild: die Verkehrsflüge nach der ganzen Welt

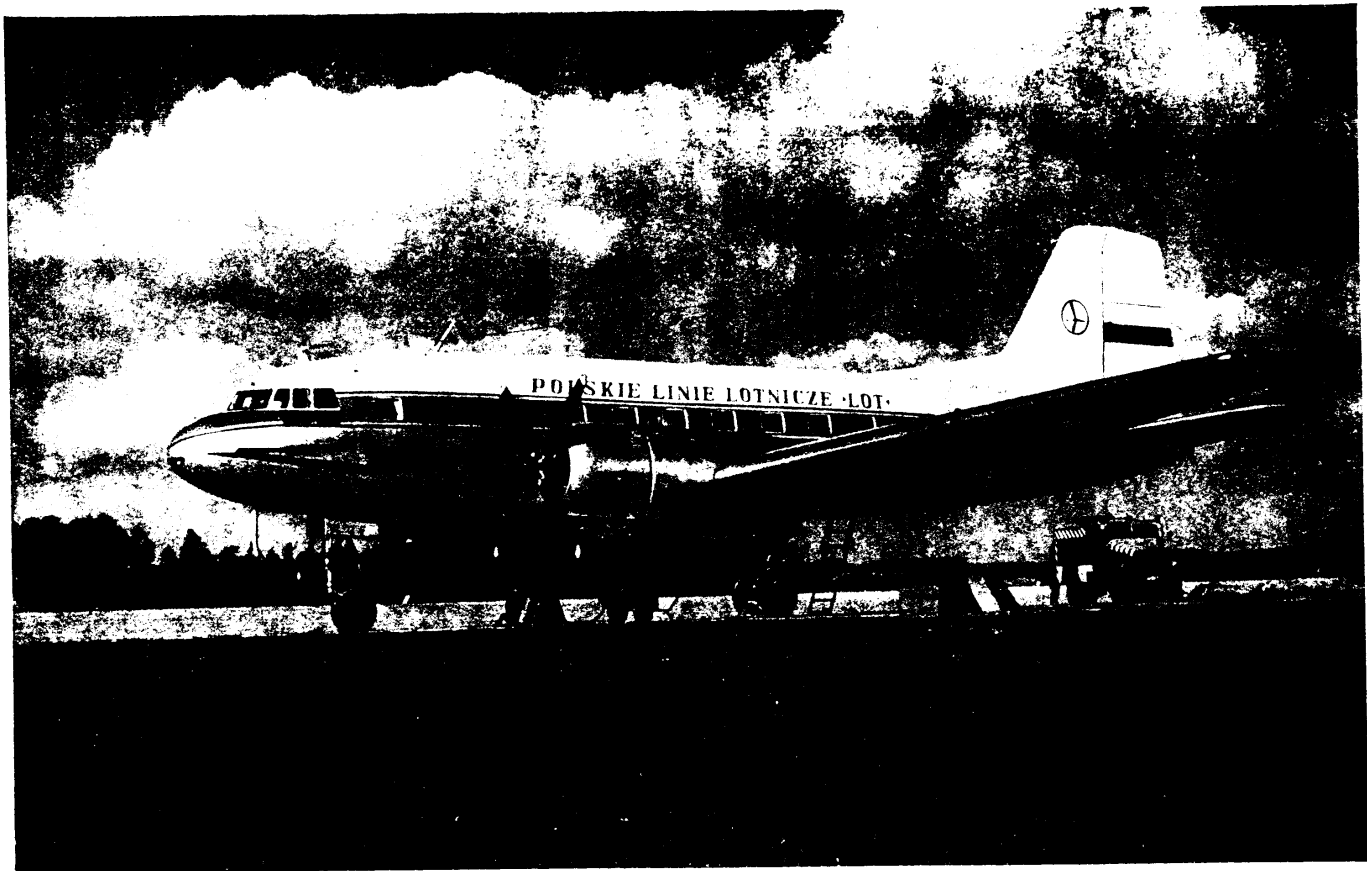
DEUTSCHE flugtechnik



MITTEILUNGEN ZUR FACHLICHEN INFORMATION
FÜR DIE MITARBEITER DER LUFTFAHRTINDUSTRIE
DER DEUTSCHEN DEMOKRATISCHEN REPUBLIK



Sowjetisches Mittelstrecken-Verkehrsflugzeug Antonow AN-10 „Ukraine“



Deutsche Flugzeuge fliegen im Ausland. Am Vorabend des 8. Jahrestages der Gründung der Deutschen Demokratischen Republik startete unser erstes Exportflugzeug zu seinem Überführungsflug nach der Volksrepublik Polen. Es wird im Liniendienst der Luftverkehrsgesellschaft Polskie Linie Lotnicze LOT eingesetzt. Unser Bild zeigt das Flugzeug bei den Startvorbereitungen.

40 Jahre Sowjetflugwesen

Von der „Ilja Muromez“ über die Turboprop-„Rossija“ zu den „Sputniki“

DK 629 13 171 47

Von Redakteur H. Ahner

In neuester Zeit bekannt gewordene Tatsachen bestätigen, daß die Sowjetunion im internationalen Flugwesen eine Spitzenstellung einnimmt. Die im Juli 1957 in Moskau vorgeführten Baumuster TU-104 A, TU-110, IL-18 und AN-10 erreichen nicht nur das derzeitige internationale Niveau in diesen Kategorien, sondern übertreffen es.

Im Luftverkehr mit TL-Flugzeugen ist die Sowjetunion allen anderen Ländern um etwa zwei Jahre voraus. Während mit dem praktischen Einsatz strahlgetriebener Verkehrsflugzeuge in der westlichen Welt erst 1958/59 zu rechnen ist, begann die Aeroflot damit bereits am 15. September 1956 durch den Einsatz der TU-104 auf der Strecke Moskau—Irkutsk. Seit dem 7. Oktober 1956 besteht außerdem der planmäßige TU-104-Dienst zwischen Moskau und Taschkent, und im gleichen Monat wurde dieses Baumuster zum ersten Male auf der gemeinsam von der Aeroflot, der CSA und der Air-France betriebenen Strecke Paris—Moskau—Nowosibirsk, und zwar im Abschnitt Prag—Moskau—Nowosibirsk, eingesetzt. Darüber hinaus fliegt es auf den Linien Moskau—Tiflis, Moskau—Peking und Moskau—Chabarowsk. Ferner wurde der Liniendienst mit der TU-104 auf der Route Moskau—Kopenhagen aufgenommen.

Die TU-104 wurde darüber hinaus durch ihre Aufsehen erregenden Flüge am 18. Oktober 1956 von Moskau nach Neu-Delhi in 6,5 Stunden und im September 1957 von Moskau nach New York in einer reinen Flugzeit von 11 Stunden und 13 Minuten bekannt. Schließlich wurden mit ihr im September 1957 zwei beachtliche internationale Klassenrekorde aufgestellt, wobei sie mit einer Zuladung von 20 Tonnen 11 600 Meter Höhe erreichte. Vor einigen Wochen wurde ein neues, fast sensationell zu wertendes Baumuster, die TU-114, vorgeführt. Wie Lenina-Presteträger A. N. Tupolew in einem Rundfunkinterview erklärte, handelt es sich bei diesem Typ um das größte Langstrecken-Verkehrsflugzeug der Welt, das 170 Fluggäste in Flughöhen von 10 000 bis 12 000 Meter mit einer Geschwindigkeit von 920 km/h befördert. Es ist mit einem Kino und einem Restaurant ausgestattet. Bei Ausfall eines der vier 12 000 PS-PTL-Triebwerke wird die TU-114 „Rossija“ immer noch 600 bis 800 km/h erreichen. Ihre Reichweite soll 7000 km betragen. Man darf annehmen, daß man mit ihr in den Atlantikflugverkehr denkt. In diesem Zusammenhang dürfte die Erklärung des Leiters der Flugabteilung der sowjetischen Zivilluftfahrt, Alexei Semenkow, von Interesse sein, der nach der Landung der TU-104 auf dem Flugfeld MacGhee bei New York der Hoffnung Ausdruck verlieh, daß in absehbarer Zeit ein regelmäßiger direkter Flugdienst zwischen der Sowjetunion und den USA eröffnet werden möge.

Diese Leistungen sowjetischer Flugtechnik finden in der ganzen Welt ein tiefes Echo. So schrieb die westdeutsche Zeitung „Die Volkswirt“, daß die russische Aeroflot heute mit etwas der westlichen Maschinen von morgen fliegt. Royal Air Force Luftmarschal Sir Philipp Joubert de la Ferté, stellte hochumfassender fest: „Die Russen sind uns weit voraus.“

Historisches

Bei einer vollen Würdigung des sowjetischen Flugwesens ist zu berücksichtigen, daß dessen Geburtsstunde erst mit der Großen Sozialistischen Oktoberrevolution zusammenfällt. Zu diesem Zeitpunkt verfügten die anderen Luftfahrt-treibenden Länder über eine schon hochentwickelte Flugzeugindustrie. Im zaristischen Rußland war sie kaum nennenswert. Die junge Sowjetmacht mußte von vorn beginnen. In den Jahren 1910 bis 1913 waren zwar in Rußland die ersten Flugzeugfabriken entstanden, von denen im Weltkrieg etwa 10 existierten. Sie arbeiteten auf handwerklicher Basis und bauten überwiegend aus anderen Mustern nach. Ein gewisses Format besaßen lediglich die russischen Baitschen Werke in Petersburg, wo die im Weltkrieg bekannten gewordenen Typen „Russki Wiltjas“ und „Ilja Muromez“ hergestellt wurden.

Nach der Oktoberrevolution blieben nur fünf kleine Flugzeugmontagewerke und etwa 300 zum Teil überaltete Flugzeuge, die sich in 19 verschiedene Typen aufteilten, in der Verfügungsgewalt des Sowjetstaates.

Lenin widmete der Schaffung der Flugzeugindustrie, der Luftwaffe und des zivilen Luftverkehrs nach der Revolution sofort große Aufmerksamkeit und regte entscheidende Maßnahmen an. Auf seine Initiative sind folgende für das sowjetische Flugwesen bedeutende Ereignisse zurückzuführen:

20. Dezember 1917: Erlass einer Anordnung des Volkskommissariates für Heeres- und Marineangelegenheiten über die Bildung von Flieger- und Luftfahrtverbänden.

24. Mai 1918: Einrichtung der Hauptverwaltung der Roten Arbeiter- und Bauern-Luftkriegsflotte, welche die Luftstreitkräfte des Landes zusammenfaßte.

Dezember 1918: Unter Mitarbeit von Shukowski und Tschupynin wird das Zentralinstitut für Aero- und Hydrodynamik (ZAG) gegründet.

1920: Anlage des ersten Versuchsflugplatzes.

1922: Das 1919 gegründete Fliegertechnikum wird in die „Akademie der Luftflotte“ umgebildet.

Flugzeugindustrie

Die Erfolge der Fliegerverbände im Kampf gegen ausländische Interventionen und Weißgardisten veranlaßten die Partei zu Maßnahmen, welche auf die Gründung einer Luftfahrtindustrie abzielten. Als Ergebnisse dieser Bemühungen entstanden 1920 der erste sowjetische Flugmotor mit einer Leistung von 200 PS und 1922 das erste sowjetische Flugzeug ANT-1 von A. N. Tupolew. 1923 und 1924 folgten der Motor M-5 mit 400 PS und das erste sowjetische Ganzmetallflugzeug ANT-2.

1924 traten sowjetische Flieger erstmalig durch eine Aufseher erregende Flugleistung in den Blickpunkt des internationalen Interesses: Der Hindukusch wurde mit einem Flug von Taschkent nach Kabul in 8000 Meter Höhe zum ersten Male überflogen.

Bis zum Ablauf des ersten Fünfjahrplanes 1933 wurde die sowjetische Flugzeugindustrie aufgebaut. Während dieser Zeit entstanden markante Baureihen und Einzeltypen, so die Jagdflugzeuge der I-Reihe: I-2, I-3, I-4 und I-5 (Tafel 1 und Bild 1). Große Bedeutung erlangten auch die Aufklärer R-3 und R-5 (Tafel 2). Ausgangspunkt der Entwicklung für große und mittlere Bomber wurde die TB-1 von A. N. Tupolew, mit welcher ein Flug von Moskau über den Fernen Osten nach New York durchgeführt wurde. Als Weiterentwicklung entstand aus ihr der viermotorige Bomber TB-3 (ANT-6) (Bild 2 und Tafel 3).

Auf dem Gebiet des Triebwerksbaues kamen 1925 der 12-Zylinder-V-Flugmotor RAM von A. D. Schwegow und der 9-Zylinder-Sternmotor M-15 heraus. 1926 wurde im Wissenschaftlichen Institut für Automobilmotoren der 12-Zylinder-V-Flugmotor M-13 gebaut, und im Laufe des ersten Fünfjahrplanes ging der 750 PS-V-Flugmotor AM-34 von Mikulin in die Großserienfertigung.

Die zweite Periode des sowjetischen Flugwesens, die bis zum Jahre 1941 reicht, galt der Weiterentwicklung der Flugzeugindustrie und ihrer Angleichung an den internationalen Stand. Eingeleitet wurde diese Periode mit der ANT-20 (Tafel 3), die damals mit 63 Meter Spannweite, 35,5 Meter Länge und einem

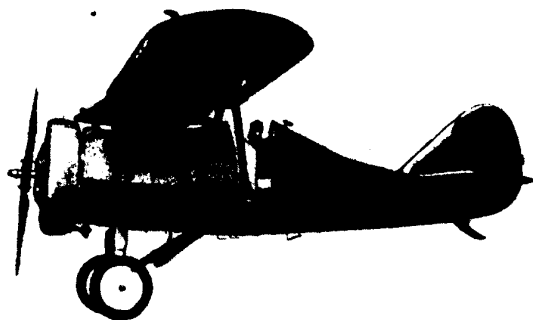


Bild 1. Jagdeinsitzer I-5 von Polikarpow und Grigorowitsch



Bild 2. Viermotoriger Bomber T.B. 3 (ANT-6) von Tupolew



Bild 3. Dreimotoriges Verkehrsflugzeug ANT-9

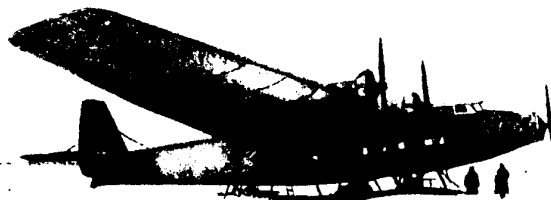


Bild 4. Fünfmotoriges Verkehrsflugzeug ANT-14

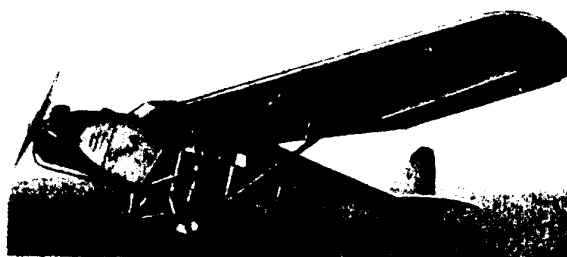


Bild 5. Mehrzweckflugzeug Stal-2



Bild 6. Kabinenhochdecker Stal-3 für fünf Personen

Tafel 1. Kenndaten sowjetischer Jagdeinsitzer

| Typ | I-5 | I-15 | I-16 |
|--------------------------------|---------------|---------------|---------------|
| Bauform | Doppel-decker | Doppel-decker | Doppel-decker |
| Motor | M-22 | M-25 | M-25 |
| Motorleistung PS | 480 | 710 | 700 |
| Höchstgeschwindigkeit . . km/h | 295 | 360 | 450 |
| Gipfelhöhe m | 7500 | 12000 | 9600 |
| Flugweite km | 550 | 750 | 800 |

Tafel 2: Kenndaten sowjetischer zweisitziger Aufklärer

| Typ | R-3 (ANT-3) | R-5 |
|--------------------------------|-------------|------|
| Motor | M-22 | M-17 |
| Motorleistung PS | 480 | 680 |
| Höchstgeschwindigkeit . . km/h | 180 | 200 |
| Gipfelhöhe m | 5900 | 7000 |
| Flugweite km | 700 | 1000 |

Tafel 3. Sowjetische bekannter Verkehrsflugmuster

| Typ | T.B. 3 (ANT-6) | ANT-9 | ANT-14 | ANT-25 | ANT-35 | Stal-2 |
|------------------------------------|--------------------|----------------|-----------------|-----------------|------------|------------|
| Verwendungszweck | Schwerer Bomber | Verkehr | Verkehr | Verkehr | Verkehr | Mehrzweck |
| Bauform | Mitteldecker | Hochdecker | Schulter | Hochdecker | Tiefdecker | Hochdecker |
| Motor | M-17 | M-26 | 9 AK | M-85 | M-85 | M-26 |
| Motorleistung PS | 4 x 680 2720 | 3 x 300 900 | 5 x 480 2400 | 8 x 750 6000 | — | 300 |
| Besatzung | 6 | — | — | 8 | — | 1 |
| Fluggäste | Anzahl | — | 36 | 26 | 10 | 4 |
| Spannweite m | — | 23,73 | 40,39 | 63,00 | 28,60 | 15,20 |
| Länge m | — | 17,00 | 26,48 | 35,50 | 13,00 | 9,75 |
| Höhe m | — | 4,96 | 5,40 | 10,00 | — | 2,97 |
| Flügelfläche m ² | — | 54 | 240 | 486 | 58 | 31 |
| Fluggewicht kg | — | 5540 | 17330 | 40000 | 6610 | 1900 |
| Höchstgeschwindigkeit km/h | 200 | 209 | 220 | — | 400 | 210 |
| Landgeschwindigkeit km/h | — | — | 75 | — | — | 85 |
| Gipfelhöhe m | 3000 | 3800 | 4200 | — | 6500 | 3300 |
| Flugweite km | 1600 | 900 | — | — | — | 600 |
| Flächenbelastung kg/m ² | — | 60,1 | 72,1 | 81,4 | 114,0 | 61,4 |
| Leistungsbelastung kg/PS | — | 5,6 | 7,0 | 6,6 | — | 6,3 |

maximalen Abfluggewicht von 40000 kg das größte Flugzeug der Welt war. Zunächst waren für das unter dem Namen „Maxim Gorki“ bekannt gewordene Baumuster acht Motoren zu je 750 PS vorgesehen, während man für spätere Ausführungen sechs Triebwerke zu je 1200 PS in Betracht zog. Das Flugzeug faßte acht Mann Besatzung und 26 Fluggäste.

Weitere beachtenswerte Baumuster dieser Zeit entstanden in dem zweimotorigen Bomber SB, der eine Geschwindigkeit von etwa 400 km/h erzielte, dem dreimotorigen Verkehrsflugzeug ANT-9 (Tafel 3 und Bild 3), dem fünfmotorigen Verkehrsflugzeug ANT-14 für 36 Fluggäste (Tafel 3 und Bild 4), der ANT-25, einem einmotorigen Tiefdecker, mit dem Tschkalow und Gromow 1937 ihre Transpolarflüge nach den USA durchführten, und der ANT-35, einem zweimotorigen Verkehrsflugzeug (Tafel 3).

Völlig abweichend von den bis 1935 in der Sowjetunion entwickelten Konzeptionen waren die Reiseflugzeuge Stal-2 und



Bild 5. Der für seine hohe Wendigkeit bekannte Jagdflugzeug I-16 „Rata“

Stal-3 (Tafel 3, Bilder 5 und 6).

Dagegen griffen die sowjetischen Konstrukteure bei den als Doppeldecker ausgelegten Jagdflugzeugen I-15 und I-153 „Tschaka“ auf die bewährte I-Baureihe aus den zwanziger Jahren zurück. Das gleiche galt für das Jagdflugzeug I-16 (Tafel 1 und Bild 7), einem Tiefdecker mit einziehbarem Fahrwerk, der unter der Bezeichnung „Rata“ bekannt wurde. Er erreichte 1934/35 eine Höchstgeschwindigkeit von etwa 450 km/h.

Welchen Aufschwung die sowjetische Flugzeugindustrie in dieser Periode nahm, wird durch die Tatsache verdeutlicht, daß die Flugzeugproduktion im Jahre 1938 fünfeinhalbmal so groß war wie 1933. Die Herstellungsmethoden wurden im gleichen Maße verbessert, so daß 1938 die Fertigung eines zweimotorigen Flugzeuges nur noch 47 Prozent der Zeit beanspruchte, die man im Jahre zuvor, also 1937, benötigte.

Flüge und Rekorde

Für die Qualitäten dieser Erzeugnisse sprechen die in jener Zeit erzielten Flugeinstellungen, die starke internationale Beachtung fanden.

1934 blieb der bekannte Flieger Gromow mit seiner Besatzung ohne Kraftstoffergänzung 75 Stunden in der Luft und legte im Nonstop-Flug 12211 km zurück. Im Juli 1936 flogen Tschkalow, Baidukow und Beijakow mit einer ANT-25 ohne Zwischenlandung von Moskau nach Nikolajewsk am Amur über 9374 km Distanz. Im Mai 1937 landeten mehrere sowjetischen Flugzeuge als erste am Nordpol und setzten die Papanin-Expedition ab. Einen Monat später starteten wiederum Tschkalow, Baidukow und Beijakow mit der ANT-25 zu ihrem berühmten Transpolarflug von Moskau via Nordpol nach den USA. Demes bahnbrechenden Flug folgten wenig später die Flieger Gromow, Jumaschew und Danilin. Sie stellten bei ihrem Transpolarflug in 62 Stunden und 17 Minuten mit 10148 km Strecke einen absoluten Langstreckenrekord auf. 1938 führten Kokkinaki und Brjandinski mit dem Baumuster ZKB-30 einen Ohnehaltflug von Moskau nach Wladiwostok aus. Sie legten diese Strecke in 24 Stunden zurück. Ihr Flug galt jedoch der Vorbereitung eines größeren Unternehmens. Im Nonstop-Flug überquerten 1939 beide den Atlantik, wobei sie in 22 Stunden und 56 Minuten etwa 8000 km zurücklegten.

Immer häufiger trugen sich sowjetische Flieger in die Rekordlisten ein. So gehörten am 1. Januar 1939 17 Prozent, 1941 37 Prozent aller internationalen Rekorde der Sowjetunion. Bei 168 möglichen Welt- und internationalen Klassenrekorden waren das insgesamt 62.

Der zweite Weltkrieg

Ihre Bewährungsprobe bestand die sowjetische Luftwaffe und damit die Luftfahrtindustrie im zweiten Weltkrieg. In den letzten drei Kriegsjahren gelang es, die Flugzeugproduktion derartig zu erweitern, daß im Durchschnitt pro Jahr 40000 Flugzeuge hergestellt werden konnten. Besonders interessante Typen dieser Zeit waren der zweimotorige Bomber DB-3 von Iljuschin, das ebenfalls von ihm entwickelte Schlachtflugzeug IL-2 und der von Jakowlew gebaute Jäger JaK-1. Kurz vor Beginn des Krieges, im Jahre 1941, brachten Mikojan und Gurewitsch ihren bekannten Höhenjäger MIG-3 mit einem von Mikulin konstruierten Motor heraus. Damit erreichte das Flugzeug in 7000—8000 Meter Höhe 650 km/h. An Triebwerken traten die Muster AM-38 von Mikulin, M-88 und der vor und während des Krieges von einem unter der Leitung von Schewozow stehenden Kollektiv gebaute Motor ASch-62 für Jagdflugzeuge und Bomber in Erscheinung.

Nachkriegsentwicklung

Wenn es auch nicht Aufgabe dieser Zeilen ist, über die ohnehin bekanntere Nachkriegsentwicklung zu berichten, so seien dennoch die Daten einiger zum Teil auch in Deutschland verwendeter und allgemein interessierender Typen gegeben (Tafel 4, Bild 8, 9 und 10).

Auch die Drehflügler fanden in der Sowjetunion große Verbreitung. Zunächst erschien — wie in den meisten anderen Ländern — die Auslegung als Autogiro. 1929 flog das Baumuster A 6 mit einem 100 PS Motor. Während des Krieges erlangte der zweimotorige Hubschrauber „Omega“ eine gewisse Bedeutung. In der neuesten Zeit wurden Hubschrauber für die verschiedensten Zwecke entwickelt. Die gegenwärtigen Typen umfassen Typen aller Größenordnungen bis zum großräumigen Transporthubschrauber (Tafel 5). Bekannt sind die Baumuster Mi-1 (Bild 11) und Mi-4 von A. I. Mikhail, einem bekannten Hubschrauberkonstrukteur, der sich schon um 1930 mit Drehflüglern beschäftigte. Die Mi-4 stellte am 25. und 29. April 1955 Weltrekorde auf. Mit einer Zuladung von 2000 kg erreichte sie eine Höhe von 6017,5 Meter und flog über eine Distanz von 500 km mit einer Durchschnittsgeschwindigkeit von 187,254 km/h.

Im Gegensatz zu diesem Baumuster steht der Transporthubschrauber JaK-24 (Bild 12) von Jakowlew. Er ist mit zwei Triebwerken ausgerüstet, die je einen der beiden gegenläufigen verflüglichen Rotoren antreiben. Bei Ausfall eines Triebwerkes können beide Rotoren auf ein Triebwerk geschaltet werden. Bemerkenswert sind die große Spurweite der vier Landeräder, die abklappbare Laderampe und die Tatsache, daß bis zu drei PKWs oder 40 Personen an Bord genommen werden können.

Zivilflugwesen

Die sowjetische Luftverkehrsgesellschaft Aeroflot umfaßt nicht nur den Linien-Luftverkehr, sondern auch den Einsatz von Flugzeugen in der Land- und Forstwirtschaft, das Sanitätsflugwesen und den Chartistendienst für die verschiedensten Zwecke, wie Archäologie, Topografie, Schifffahrt und Meteorologie. Damit erfüllt Aeroflot als Instrument zur Entwicklung der Produktivkräfte des Landes die Bedürfnisse der gesamten Volkswirtschaft und der Bevölkerung.

Im Jahre 1923 erfolgte die Gründung der „Dobroljot“ und der „Ukrwosduchoputj“ als Vorläufer der Aeroflot. Im ersten Jahre des sowjetischen Luftverkehrs, also 1923, wurden 229 Personen und 1,8 Tonnen Post und Fracht befördert. Als erste Fluglinie wurde Moskau—Nischni-Nowgorod (heute Gorki) in Betrieb genommen. Ihre Länge betrug 420 km.

Die gegenwärtig größte innersowjetische und zugleich längste Festlandlinie der Welt befindet sich zwischen Moskau und

Wladiwostok. Die etwa 7000 km lange Strecke wird gegenwärtig von der TU-104 in etwas mehr als 8 Stunden befliegen. Vor Einsatz dieses Baumusters dauerte der Flug annähernd 20 Stunden. Die weitere Entwicklung der sowjetischen Fluglinien bis zum Jahre 1945 geht aus folgender Tabelle hervor:

| | |
|------|-----------|
| 1928 | 10738 km |
| 1932 | 36256 km |
| 1937 | 93300 km |
| 1940 | 138700 km |
| 1945 | 142000 km |
| 1957 | 347000 km |

Damit steht Aeroflot hinsichtlich des Liniennetzes an erster Stelle in der Welt vor Air France (280000 km) und KLM (250000 km).

Parallel mit dem Aufschwung der Flugzeugindustrie in den dreißiger Jahren vergrößerten sich Liniennetz und Leistungen des sowjetischen Luftverkehrs. So machte der Güterumschlag des Jahres 1938 die zehnfache Menge der 1933 transportierten Frachten aus. 1941 stand der sowjetische Güterumschlag an erster Stelle in der ganzen Welt. Während des Krieges flogen die Flugzeuge der Aeroflot zur Unterstützung der kämpfenden Truppe und der Partisanen mehr als 3,5 Millionen Flugstunden und beförderten etwa 30000 Tonnen Frachtgüter.

Nach dem Kriege vollzog sich ein weiterer Aufschwung des Luftverkehrs, der hauptsächlich durch die Ausdehnung des Inland-



Bild 8. Das 1948 auf der Posener Messe erstmalig gezeigte Verkehrsflugzeug Yak-16. Im Hintergrund ist eine IL-12 sichtbar

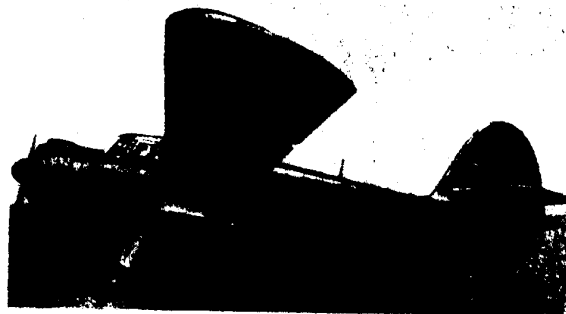


Bild 9. Das Arbeitsflugzeug An-2. Eine Sonderausführung für meteorologische Zwecke stellte vor einigen Jahren mehrere internationale Klassenrekorde auf. Das von der Aeroflot im Arktisflugdienst und der Landwirtschaft eingesetzte Baumuster steht auch im Dienste der Deutschen Lufthansa



Bild 10. Der auch in Deutschland bekannte TL-15-Jäger MiG-15

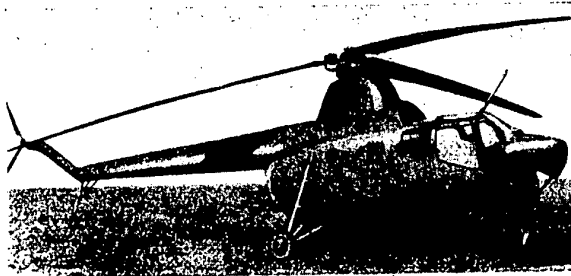


Bild 11. Hubschrauber Mi-1

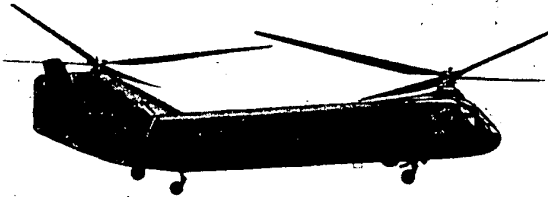


Bild 12. Transporthubschrauber Yak-24

netzes und die Entwicklung der Auslandslinien gekennzeichnet ist. 1945 beförderten die planmäßigen Verkehrsflugzeuge nahezu doppelt so viel und im Jahre 1947 viereinhalbmal so viel Fluggäste als 1940. Der Gütertransport verdoppelte bzw. verdreifachte sich in den Vergleichsjahren. 1949 waren 1200 Orte in das sowjetische Inlandnetz einbezogen und damit nahm die Ausdehnung der inländischen Fluglinien den ersten Platz unter den Luftverkehr treibenden Ländern der Welt ein.

Das Auslandsnetz umfaßt nunmehr Direktflüge der Aeroflot nach Afghanistan, Albanien, Bulgarien, China, Deutschland,

Tafel 5: Kenndaten sowjetischer Hubschrauber

| Typ | Mi-1 | Mi-4 | Yak-24 |
|--------------------------------|-----------|---------|------------------|
| Motor | ASch-21 | ASch-82 | ASch-82B |
| Motorleistung PS | 540 | — | 2 x 1430 2860 |
| Besatzung | 1 | 4...5 | 3...4 |
| Fluggäste Anzahl | 3 | 11 | 40 |
| Rotordurchmesser m | 14,30 | 17,22 | 15,40 |
| Länge m | 12,10 | 13,82 | 17,50 |
| Höhe m | 3,30 | 4,67 | 5,20 |
| Fluggewicht kg | 2240 | 6350 | 16000 |
| Höchstgeschwindigkeit . . km/h | 165—175 | 210 | — |
| Gipfelhöhe m | — | 3600 | — |
| Flugweite km | 640...725 | 250 | — |

Finnland, der Mongolei, Österreich, Polen, Rumänien, der Tschechoslowakei, Ungarn und Dänemark.

Noch älter als der sowjetische Luftverkehr ist der Einsatz des Flugzeuges im Dienste der Land- und Forstwirtschaft. Am 8. Juli 1922 wurde zum ersten Male ein Flugzeug in der Nähe von Moskau zur Schädlingsbekämpfung eingesetzt. Diese unter Leitung von Professor W. F. Boldyrew stehenden Versuche führten dazu, daß die Sowjetunion praktische Verfahren zur Bekämpfung von Schädlingen und Krankheiten landwirtschaftlicher Nutzpflanzen vom Flugzeug aus in großem Maßstabe durchführte. Auf diese Weise wurden zwischen 1930 und 1936 25 Millionen Hektar zur Bekämpfung der Malaria-Mücke bestrichen. 1947 bearbeitete man allein 2,3 Millionen Hektar vom Flugzeug aus.

Auch für Düngung und Aussaat werden Flugzeuge eingesetzt. In den Sandwüsten Mittelasiens wird Saksaulsamen (kleiner blattloser Baum zur Befestigung der Sandwüsten) ausgestreut. Frisch abgebrannte Waldflächen werden durch die Aussaat von Nadelholzsamen vom Flugzeug wieder aufgeforstet.

Schließlich steht das Flugzeug in der Sowjetunion im Dienste der Erkundung von eisfreien Seewegen und von Eisbergen, der Ermittlung von Eisenerz- und Erdölvorkommen sowie von Fischschwärmen.

Große Bedeutung besitzt das Sanitätsflugzeug für entlegene Gegenden des Landes, für deren Bewohner das Flugzeug oft das einzige Mittel ist, rasch zu einer ärztlichen Behandlung zu ge-

Tafel 4: Kenndaten bekannter Flugzeugtypen aus der Zeit nach 1945

| Typ | YaK-11 | YaK-12 | YaK-16 | YaK-18 | An-2 | Il 28 | MIG-15 |
|----------------------------|------------|------------|-----------------|------------|--------------|------------|---------------|
| Verwendungszweck . . | Trainer | Mehrzwecke | Verkehr | Trainer | Mehrzwecke | Bomber | Jagdflugzeug |
| Bauform | Tiefdecker | Hochdecker | Tiefdecker | Tiefdecker | Doppeldecker | Schulterd. | Mitteledecker |
| Motor | ASch-21 | AJ-14 R | ASch-21 | MIL-RF | ASch-62-R | 2 RD-45 | 2 RO-45 |
| Motorleistung PS | 750 | 220 | 2 x 750 1500 | 160 | 1000 | — | — |
| Besatzung | 2 | 1 | 3 | 2 | 2 | — | 1 |
| Fluggäste Anzahl | — | 3 | 10 | — | 11 | — | — |
| Spannweite m | 9,30 | 13,0 | 20,0 | 10,60 | 14,20 | 22,00 | 10,10 |
| Länge m | 8,47 | 8,9 | 14,5 | 8,03 | 11,36 | 20,00 | 11,10 |
| Höhe m | — | — | 3,6 | 3,15 | 4,70 | — | 3,40 |
| Fluggewicht kg | — | 1430 | 6400 | 1070 | 5000 | — | 6465 |
| Höchstgeschw. km/h | — | 194 | 310 | 257 | 250 | — | 1072 |
| Startstrecke m | — | 75 | 260 | 290 | — | — | — |
| Landestrecke m | — | 65 | — | 247 | — | — | — |
| Gipfelhöhe m | — | — | 5000 | 5000 | — | — | 15550 |
| Flugweite km | — | 500 | 1000 | 900 | — | — | — |

langen. Hierbei bildet der Einsatz von Hubschraubern eine wirksame Hilfe, da man mit ihnen an solchen Punkten landen kann, die dem Starrflügelflugzeug nicht zugänglich sind.

Eine gewisse Berühmtheit für die Leistungsfähigkeit des sowjetischen Zivilflugwesens erlangte 1934 die Rettung von 104 Seeleuten des im Eise gescheiterten Forschungsschiffes „Tscheljuskin“. An der Spitze der Rettungsfieger befand sich damals der heute in Moskau als Schriftsteller lebende 58jährige Generalmajor Wodopjanow.

Sechs Jahre zuvor hatten sich sowjetische Piloten hervorragend an der Rettung der in der Arktis gescheiterten Luftschiff-Expedition des italienischen Generals Umberto Nobile beteiligt.

Luftschiffahrt

Eine breite Förderung erfuhr auch die Luftschiffahrt nach der Oktoberrevolution. Auf der zu Beginn des Jahres 1918 zusammengetretenen „Allrussischen Luftfahrertagung“ wurde ein Programm der „Vaterländischen Luftschiffahrt“ aufgestellt, das richtungweisend für die spätere Arbeit werden sollte.

Im Bürgerkrieg entstand eine Methode der Zusammenarbeit zwischen Fesselballons und Panzerzügen, die sich vorteilhaft auswirkte. Sowjetische Luftschiffer unternahmen in dieser Zeit 7000 Aufstiege und blieben dabei über 10000 Stunden in der Luft.

Der erste Start eines Freiballons nach der Revolution erfolgte am 27. Juli 1920 vom Roten Platz in Moskau. Zahlreiche spätere Aufstiege stellten internationale Bestleistungen dar, so der 1933 mit dem Ballon „SSSR-1“ von 25000 cbm Fassungsvermögen durchgeführte Aufstieg auf 19000 Meter Höhe.

Eine der berühmtesten Fahrten, die der Forscher P. F. Fedossenko, A. B. Wassenko und I. D. Ussykin 1934, nahm ein tragisches Ende. Ihr Ballon „Ossoaviachim-1“ erreichte eine Höhe von 22000 Meter. Dieser Aufstieg brachte umfangreiche wissenschaftliche Erkenntnisse. Bei der Landung kam die Besatzung ums Leben.

1935 erzielten I. I. Sykow und A. M. Tropin einen Dauerweltrekord für Freiballons mit 91 Stunden und 15 Minuten.

Auch im Betrieb von Luftschiffen wurden erhebliche Erfahrungen gesammelt. Von 1925 bis 1940 legten 11 kleine lenkbare Luftschiffe 6 Millionen Flugkilometer im Dienste von Wissenschaft, Verkehr und Fischerei zurück.

Eines der bemerkenswertesten Luftschiffe, die „Pobeda“, wurde kurz vor der Beendigung des Krieges gebaut. Es besaß einen Rauminhalt von 5000 cbm und wurde zur Erkundung von Fischzügen eingesetzt.

1936 wurde das Muster SSSR-W-3 vollendet, dessen Konstruktion auf das Jahr 1932 zurückging. Das zweimotorige Schiff hatte bei einer Länge von 63,5 Meter und einem Durchmesser von 10,3 Meter einen Rauminhalt von 6500 cbm. Bei einer Gesamtleistung von 240 PS und einem maximalen Startgewicht von 7159 kg erreichte es eine Höchstgeschwindigkeit von 100 km/h.

Eine Krönung des sowjetischen Luftschiffbaues stellte der vom 29. September bis zum 4. Oktober 1937 aufgestellte Dauerweltrekord des Luftschiffes SSSR-W-6 dar. Es blieb 130 Stunden und 27 Minuten in der Luft. Das Fahrzeug besaß einen Rauminhalt von 19000 cbm und wies eine Leistung von 720 PS auf.

Diese durchaus fragmentarische Darstellung der Entwicklung des sowjetischen Flugwesens kann und soll keineswegs umfassend über Einzelheiten berichten, sondern sie soll vielmehr die im Laufe der Jahre in Vergessenheit geratenen Details freilegen. Damit werden übergeordnete Entwicklungslinien kenntlich, die von den bescheidensten Anfängen der ANT-1 zum größten Langstrecken-Verkehrsflugzeug der Welt, der Tupolew 114 führen und welche die Sowjetunion zu ihrer Spitzenstellung brachten.

Die „Sternenstunde“ der Menschheit begann

Nach Redaktionsschluß erreichte uns die Nachricht, daß am 4. Oktober 1957 in der Sowjetunion der erste künstliche Erdtrabant der Welt erfolgreich gestartet wurde. Noch während diese Zeilen geschrieben werden, kreist das „Mondbaby“ in einer Höhe bis zu 900 km in elliptischer Flugbahn um den Erdball. Noch sind uns in dieser Stunde genaue technische Einzelheiten kaum bekannt. Zwar wissen wir, daß seine Geschwindigkeit etwa 28800 km/h beträgt. Es sind uns Größe und Gewicht bekannt --- der Satellit besitzt einen Durchmesser von 58 cm und wiegt 83,6 kg; wir wissen auch, daß er auf den Frequenzen 20,005 und 40,002 Megahertz seine Signale aus dem Weltall zu unserer Erde abstrahlt. Doch das alles besitzt, so paradox es auch klingen mag, im Augenblick nur sekundäre Bedeutung. Viel bedeutender und folgenreicher ist die Tatsache, daß es Menschen gelungen ist, den ersten künstlichen Planeten zu schaffen; und damit den ersten Vorstoß in den Weltraum zu unternehmen. Schon sind uns neue Unternehmen mit größeren und leistungsfähigeren Satelliten angekündigt worden.

Es ist kein Zufall, daß die Sowjetunion gewissermaßen „Sieger im Wettlauf“ um den ersten kosmischen Flugkörper geblieben ist, wie man es in Washington bezeichnete, und daß die USA ihre ähnlichen Pläne vorläufig zurückstellen mußten. Nur die sozialistische Gesellschaft, die der Wissenschaft und Forschung alle Mittel zur Verfügung stellen kann, ist in der Lage, derartige Träume der Menschheit in kürzester Zeit zu verwirklichen.

Diese Tatsache wird auch durch den Lebensweg des „Vaters der Raketentechnik“ K. E. Ziolkowsky eindeutig bestätigt. Allein die Sowjetmacht ermöglichte es diesem Gelehrten, dessen Geburtstag sich vor wenigen Wochen zum 100. Male jährte und dessen Forschen und Schaffen auf das engste mit dem jetzt aufgelassenen Erdsatelliten verbunden ist, daß er mit seinen Arbeiten wirkungsvoll an die Öffentlichkeit treten konnte. Erst nach 1917 wurden seine Arbeiten zur Grundlage für praktische Versuche auf dem Gebiet der Raum-Raketentechnik.

Noch bevor sich das erste Flugzeug vom Erdboden erhob, beschäftigte er sich, unbeachtet von der Öffentlichkeit, mit dem Weltraumflug. Und kein Geringerer als Theodore von Karman sagte über Ziolkowskys Werk: „Wahrscheinlich als erster, trat er an ein derartiges Projekt mit wissenschaftlich gesunden Grundsätzen heran.“

Die Schweizer Luftfahrt-Zeitschrift „Interavia“ schreibt aus Anlaß des 100. Geburtstages Konstantin E. Ziolkowskys:

„Als erster baute er mit primitivsten Hilfsmitteln einen Windkanal, als erster sprach er von Ganzmetall-Flugzeugen ... und fünf Jahre vor dem Flug der Gebrüder Wright lag druckfertig seine Studie über ein stromlinienförmiges Raumraketen-Fahrzeug vor, dessen Raketenmotor mit flüssigem Sauerstoff und flüssigem Wasserstoff gespeist werden sollte. Diese Arbeit, die dann erst 1903 von der „Nautschnoje obozrenije“ (Wissenschaftliche Rundschau) in Moskau veröffentlicht wurde, legte den Grund für alles, was Raketenkonstrukteure von heute im Westen und Osten entwerfen und entwickeln. Mehrstufenraketen, Strahlableitung zur Steuerung von Raumfahrzeugen, Navigation mit Hilfe von Kreiselgeräten, Fliehkraft als Schwerkraft-Ersatz ... es gibt nichts, was dieser einsame Denker nicht bereits vor einem halben Jahrhundert in seiner armseligen Kleinleute-Wohnung in Kaluga vorausahnte und berechnete.“

Erst nach der Großen Sozialistischen Oktoberrevolution erhielt der große Forscher Lebens- und Arbeitsbedingungen, in denen er noch 18 Jahre bis zu seinem Tode am 19. September 1935 wirkungsvoll und fruchtbar arbeiten konnte. So wie die Namen der Lilienthals und Wrights am Anfang des Menschenfluges stehen, so steht der Name dieses großen Gelehrten am Anfang des Raumfluges, am Beginn der Sternenstunde der Menschheit.

Wir wissen heute noch nicht, was sich aus der nun praktisch erwiesenen Möglichkeit, künstliche Erdtrabanten zu schaffen, im einzelnen ergeben wird. Zwar haben sich inzwischen die Vermutungen bestätigt, daß sowjetische Wissenschaftler an der Entwicklung von Raumschiffen arbeiten, die zum Mond fliegen, einen Kreis um ihn ziehen und zur Erde zurückkehren werden; Nobel-Preisträger Professor Joliot Curie erklärte, daß es nun möglich sein werde, die kosmischen Strahlen und Energien zu messen und der sowjetische Astronautiker Professor Dobronrowow teilte im Moskauer Fernsehfunk mit, daß man bereits an Raumschiffprojekten arbeite, die mit Hilfe von Protonraketen und annähernder Lichtgeschwindigkeit unser Sonnensystem verlassen können.

Tatsache ist vorerst, daß die Sowjetunion in der Astronautik allen Ländern weit voraus ist, oder um mit den Worten der „New York Times“ zu sprechen: „Der Erfolg der sowjetischen Wissenschaftler und Techniker ist ein Symbol der kommenden Befreiung des Menschen von den Kräften, die ihn bisher an die Erde fesselten.“

Geradezu grotesk wirkt dazu die Erklärung des Sonderbeauftragten des amerikanischen Verteidigungsministeriums für ferngelenkte Geschosse, Hollyday: „Ich habe keine Bestätigung für die Nachricht vom Start des sowjetischen Erdsatelliten erhalten.“

Zusammenfassung

Als wir den vorliegenden Aufsatz über das nunmehr vierzigjährige sowjetische Flugwesen begannen, standen wir unter dem Eindruck der damals eben der Öffentlichkeit vorgestellten Baumuster TU-110, TU-104 A, AN-10 und IL-18 (Bilder 13 bis 15). Kurze Zeit darauf mußten wir den vorliegenden Beitrag durch sowjetische Weltrekorde und den aufsehenerregenden Atlantikflug von Moskau nach New York ergänzen. Kaum war dies geschehen, da kündete Professor Tupolew das Erscheinen des größten Passagierflugzeuges der Welt der „Rossija“ an, da nimmt die Welt überrascht die Tatsache der interkontinentalen, ballistischen Rakete zur Kenntnis und die nicht unbedeutende Tat-

sache, daß in der Sowjetunion ein siebensitziges Flugzeug mit einer Mindestfluggeschwindigkeit von 35 km/h fliegt — wir gehen auf diese Tatsache noch gesondert ein — ging unter diesen großen Erfolgen nahezu unter. Kurz vor der Drucklegung des Heftes aber wartet die Sowjetunion mit dem Erdtrabanten auf und nur wenige werden in diesen Tagen bemerkt haben, daß ein sowjetisches Senkrecht-Start-Flugzeug mit TL-Triebwerk erfolgreiche Flüge durchgeführt hat. Wir wissen nicht, was sich bis zum Erscheinen dieses Heftes im sowjetischen Flugwesen alles noch ereignen wird, und bitten deshalb unsere Leser um Nachsicht, wenn vielleicht die allerneuesten Entwicklungen nicht berücksichtigt wurden.

Flu 153

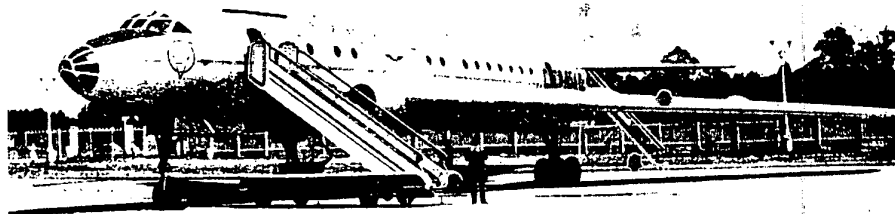


Bild 13. Strahltriebwerke-Verkehrsflugzeug TU-104 A für 70 Fluggäste

Zentralbild

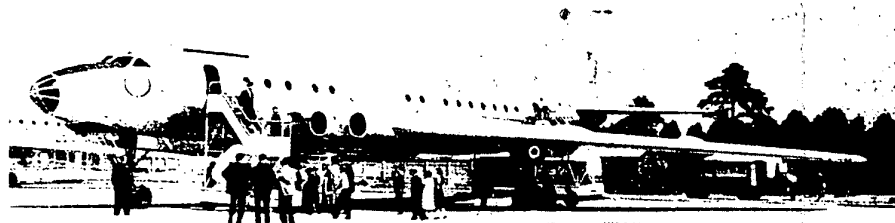


Bild 14. Mit vier Strahltriebwerken ausgerüstetes Verkehrsflugzeug TU-110 für 78 bis 100 Fluggäste

Zentralbild

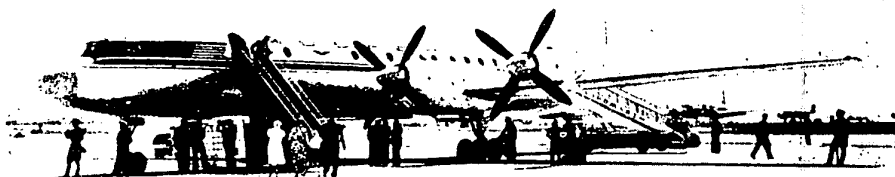


Bild 15. PTL-Longstrecken-Verkehrsflugzeug IL-18 „Moskwa“ für 75 bis 100 Fluggäste

Zentralbild

Flugzeug - Fahrwerke

Von Prof. Dipl.-Ing. B. Baade

(Fortsetzung aus Heft 3/4)

DK 629.135.015.098
629.135.015 : 347.811.2
629.135.015.004.12

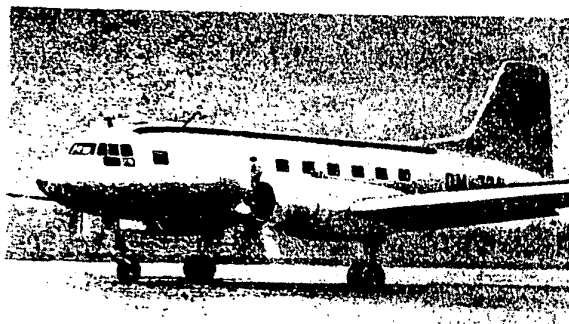


Bild 7. IL 14 P mit Bugradfahrwerk

4. Bugradfahrwerk

4.1 Anordnung des Fahrwerkes

Auch beim Bugradfahrwerk wird das Flugzeug in drei Punkten unterstützt. Jedoch ist das schwenkbare Fahrwerk, das Bugrad, vor dem Schwerpunkt des Flugzeuges angeordnet, während die Haupträder hinter diesem liegen (Bild 7). Ebenso gleicht die Gewichtsverteilung derjenigen beim Heckradfahrwerk, indem das Hauptfahrwerk mit etwa 88 bis 92%, und das Bugrad mit etwa 12 bis 8%, des Fluggewichtes belastet wird (Bild 8).

Das Bugradfahrwerk gibt dem Rumpf bereits am Boden eine ungefähr horizontale Lage. Für die Beladung und Betankung des Flugzeuges ist dies sehr vorteilhaft. Auch für das Abbremsen der Triebwerke erweist sich diese Fahrwerksanordnung insofern als günstig, als die Abgasstrahlen nicht auf den Boden treffen und somit nahezu keinen Staub aufwirbeln und auch nicht die Bodenfläche verbrennen. Wesentliche Unterschiede gegenüber dem Heckradfahrwerk bestehen im Hinblick auf Start, Landung und Kurvenrollen. Diese Vorgänge sollen im folgenden etwas genauer betrachtet werden.

4.2 Start- und Landevorgang

Beim Start rollt das Flugzeug bereits von Anfang an mit dem kleinstmöglichen Widerstand, da der Rumpf praktisch horizontal liegt. Erreicht nun das Flugzeug nahezu die Abhebegeschwindigkeit, so wird trotzdem infolge des sehr kleinen Anstellwinkels noch kein genügend großer Auftrieb erzeugt. Um den Abhebevorgang einzuleiten, muß der Flugzeugführer daher einen Höhenruderausschlag in Richtung „Ziehen“ geben, der am Leitwerk eine nach unten gerichtete Kraft erzeugt. Diese muß groß genug sein, um das Flugzeug entgegen dem kopflastigen Moment um die Hinterradachse zu drehen. Der vor dem Schwerpunkt angreifende noch kleine Auftrieb wirkt hierbei nur wenig entlastend (Bild 9). Beim Bugradfahrwerk muß also beim Abheben der Schwerpunkt gehoben werden, während er sich beim Heckradfahrwerk senkt.

Beginnt infolge des Höhenruderausschlages das Flugzeug um die Querachse zu drehen, so hebt das Bugrad ab und der Auftrieb steigt mit zunehmendem Anstellwinkel schnell an. Wenn der Flugzeugführer nicht rechtzeitig nachdrückt, kann hierbei das schwanzlastige Moment zu groß werden und das Flugzeug be-

ginnt rasch aufzubäumen. Der Start mit Bugradfahrwerk ist also schwieriger als mit Heckradfahrwerk.

Die Landung vollzieht sich in der umgekehrten Weise. Bei der vorgeschriebenen Landeart mit großem Anstellwinkel, kleiner Lande- und Sinkgeschwindigkeit berühren zuerst die Haupträder den Boden. Das Höhenruder ist gezogen. Beim Aufsetzen erzeugen sowohl die vertikalen Stoßkräfte als auch die horizontalen Reibungskräfte ein kopflastiges Drehmoment. Als Folge davon gelangt das Bugfahrwerk ebenfalls auf den Boden, und das Flugzeug rollt in annähernd horizontaler Lage aus (Bild 10).

Da der Anstellwinkel nun klein ist, kann selbst bei einer Übergeschwindigkeit kein zum erneuten Abheben ausreichender Auftrieb entstehen. Hierbei muß aber die Dämpfung des Bugfahrwerkes groß genug sein, damit der Rumpfbogen nicht wieder in die Luft geschleudert und dadurch ein größerer Anstellwinkel hervorgerufen wird.

Die einzige Möglichkeit, daß das Flugzeug mit Bugradfahrwerk bei der Landung ins Springen gerät, besteht dann, wenn der Flugzeugführer mit dem Bugrad zuerst den Boden berührt. In diesem Fall ist die Landegeschwindigkeit offensichtlich zu groß. Durch den Bugradstoß wird die Maschine schwanzlastig gedreht, wobei das auffedernde Bugfahrwerk und die gleichzeitig einfedernden Haupträder diese Bewegung noch unterstützen. Der Anstellwinkel reicht nunmehr aus, um das Flugzeug erneut abheben zu lassen (Bild 11).

Im Zusammenhang mit der Beanspruchung des Bugfahrwerkes beim Landen ist noch folgendes zu beachten:

Bei jeder Landung wird durch den Anlaufstoß der Räder ein kopflastiges Drehmoment erzeugt. Während beim Heckradfahrwerk dieser Vorgang entlastend für das Heckrad wirkt, ist beim Bugradfahrwerk in bezug auf das Bugrad das Gegenteil der Fall. Im Augenblick des Aufsetzens befindet sich das Bugrad noch in der Luft. Das kopflastige Drehmoment verkleinert aber den Anstellwinkel und damit sinkt auch der Auftrieb. Die dadurch zunehmende Kraft ($G-A$) bewirkt ein immer schnelleres Vorüberfallen des Flugzeuges, wobei zusätzlich auch noch der Hebelarm dieser Kraft um die Achse des Hauptfahrwerkes ständig

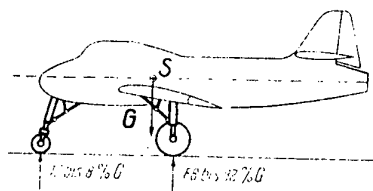


Bild 8: Gewichtsverteilung beim Bugradfahrwerk

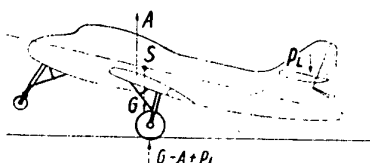


Bild 9: Abheben beim Start mit Bugradfahrwerk

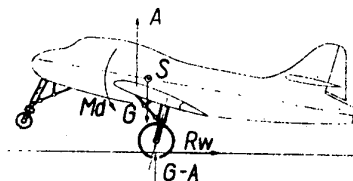


Bild 10: Aufsetzen beim Landen mit Bugradfahrwerk

zunimmt (siehe nochmals Bild 10). Das Flugzeug wird also mit ziemlicher Energie auf das Bugrad fallen. Die Stoßgeschwindigkeit ist demnach um die durch die Drehung bewirkte Geschwindigkeit größer, als die Sinkgeschwindigkeit im Schwerpunkt des Flugzeuges. Es ist daraus ersichtlich, daß die Federung des Bugrades mehr Arbeit aufzunehmen hat als diejenige eines Heckrades. Damit die Endkraft nicht zu hoch wird, muß die Federung eine große Dämpfung besitzen und die Stoßenergie möglichst weitgehend vernichten.

4.3 Rolleigenschaften

Beim Start, bei einer Schiebelandung, beim Ausrollen und im Kurvenrollen ist das Flugzeug mit Bugradfahrwerk absolut rollstabil. Es läßt sich am Boden leicht steuern, da es bei jeder Rücknahme der eingeleiteten Steuerbewegung wieder geradeaus weiterrollt.

Wird eine Schiebelandung durchgeführt, so erzeugen die Seitenkräfte an den Hauptträgern ein Drehmoment, welches das Flugzeug in die Landerichtung zurückdreht und damit den Schiebewinkel verkleinert. Da mit dem Schiebewinkel auch die Seitenkräfte abnehmen, erfolgt die Rückführung in die Mittellage gedämpft, wodurch das Flugzeug nur wenig über diese hinaus pendelt (Bild 12).

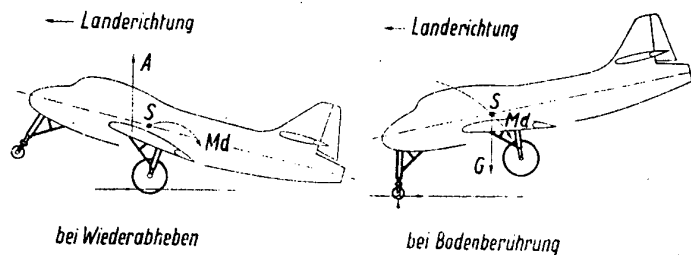


Bild 11. Landung mit Bugradstoß

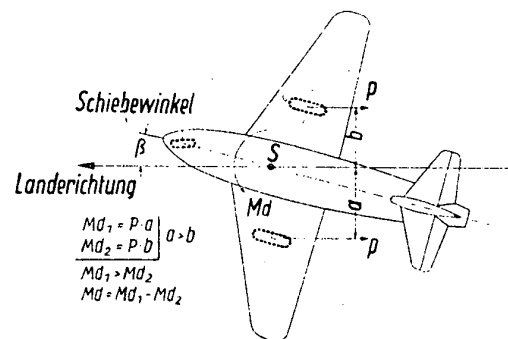


Bild 12. Schiebelandung mit Bugradfahrwerk

Beim Kurvenrollen durch Seitenruder-Betätigung ergibt sich ein statisch stabiler Zustand, solange die Seitenleitwerkskraft wirkt (Bild 13). Wird das Seitenruder in Normallage zurückgenommen, so dreht das Flugzeug infolge der im Schwerpunkt angreifenden Zentrifugalkraft in die jeweilige Tangentialrichtung zurück. Die Seitenkräfte werden dadurch zu Null, und das Flugzeug rollt von nun ab stabil geradeaus weiter.

Für eine ausreichende Manövrierfähigkeit des Flugzeuges am Boden muß das Bugrad leicht schwenkbar sein, damit bei Einleitung einer Kurve kein zu großer Drehwiderstand am weit vorn liegenden Bugradfahrwerk auftritt. Bei Erprobung der ersten derartigen Fahrwerke zeigte es sich, daß das Bugrad leicht zum Flattern neigt. Der Reifen rollt hierbei in einer sinusförmigen Linie am Boden ab, während der Runipf infolge seiner größeren

Masse relativ kleinere Schwingungen ausführt. Dadurch treten sehr hohe Beanspruchungen im Fahrwerk bzw. im Fahrwerksanschluß auf, die zu Zerstörungen führen können. Aus diesem Grunde ist es erforderlich, die Drehbewegungen des Bugrades um seine vertikale Achse zu dämpfen.

Für den Fahrwerks-Konstrukteur ergeben sich somit folgende Forderungen: Das Bugrad muß einmal leicht schwenkbar sein, um z. B. bei einer Schiebelandung sofort in die Landerichtung eindrehen zu können, und zum anderen muß für auftretende Schwingungen eine Dämpfung vorgesehen werden, die möglichst mit ansteigender Schwingungsamplitude zunimmt.

Die anfänglich vorgesehenen, auf dem Prinzip der Reibungsbremse beruhenden Flatterdämpfer erwiesen sich als nicht geeignet, da sie den vorgenannten Anforderungen nicht genügen. Es werden daher heute fast ausschließlich hydraulische Flatterdämpfer verwendet. Ihre Dämpfung steigt mit dem Quadrat der Drehgeschwindigkeit an und erlaubt eine leichte Schwenkbarkeit des Bugrades (Bild 14).

Derartige Flatterdämpfer bestehen im wesentlichen aus zwei mit Öl gefüllten Räumen, die durch eine enge Drosselbohrung miteinander verbunden sind. Bei einer Schwenkbewegung wird das Öl von einem Raum in den anderen gepreßt, wobei der die Dämpfung bewirkende Drehwiderstand entsteht.

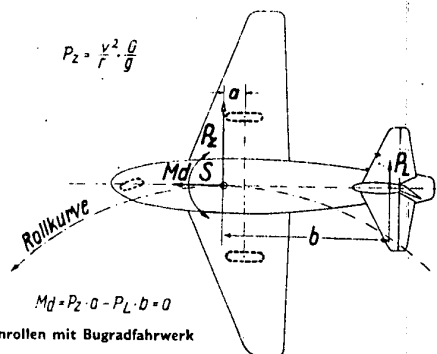


Bild 13. Kurvenrollen mit Bugradfahrwerk

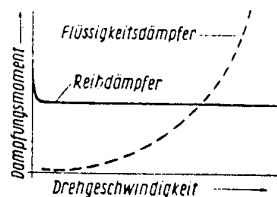


Bild 14. Dämpfungsmoment in Abhängigkeit von der Drehgeschwindigkeit des Bugrades

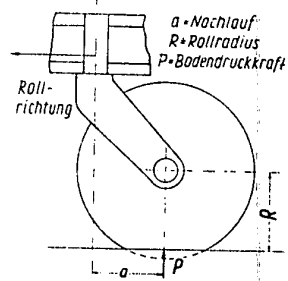


Bild 15. Nachlauf beim Bugrad

Das erforderliche Dämpfungsmoment kann auch durch die Verwendung von Reifen mit besonders breitem Profil oder von zwei parallelen, starr gekuppelten Rädern erzielt werden.

Die Größe des jeweils notwendigen Dämpfungsmomentes ist vom Nachlauf des Bugrades a, vom Radradius R und vom Bodendruck des Rades P abhängig (Bild 15). Die formelmäßigen Zusammenhänge sind folgende:

- Flattern ist nur bei Nachläufen von $\frac{a}{R} \leq 1,1$ möglich;
- der erforderliche Drehwiderstand ergibt sich aus

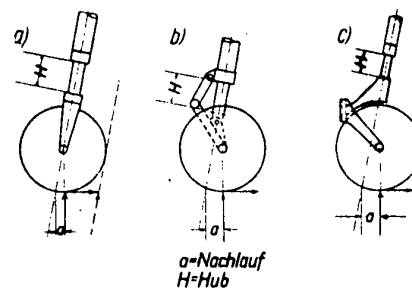
$$M_R = P_z \cdot R \cdot 0,1 \left[1 - 2 \left(\frac{a}{R} - 0,4 \right)^2 \right] [\text{kgm}].$$

Bild 16 zeigt einige mögliche Nachlaufanordnungen des Bugfahrwerkes. Wie im Fall a) gezeigt, wird das Bugfahrwerk vielfach so schräg gestellt, daß die Resultierende aus Bodenkraft und Bodenreibungswiderstand mit der Federbeinachse zusammenfällt. Diese Anordnung ist festigkeitsmäßig infolge der kleinen Biegemomente günstig. Jedoch befindet sich das Bugrad in dieser Lage in einem labilen Zustand. Unter dem Einfluß der Belastung versucht es sich daher, quer zur Flugzeuglängsachse einzustellen. Dieser Effekt tritt allerdings nur bei kleineren Rollgeschwindigkeiten auf, vor allem im Augenblick des Anhaltens. Bei größeren Geschwindigkeiten wird das Rad durch den Rollwiderstand und den vorhandenen Nachlauf stabilisiert.

Die Unterbringung des Bugfahrwerkes im Rumpfbug ist infolge seiner meist großen Länge relativ schwierig, da dieser Raum hauptsächlich zur Aufnahme der Besatzung in einer druckdichten Kabine und zum Einbau der Steuerungsaggregate sowie vieler anderer Geräte dient. Diese Geräte lassen sich häufig nur schwer anderswo anordnen, so daß die Bauart und der Einbau des Bugfahrwerkes nicht selten von den vorhandenen räumlichen Verhältnissen im Rumpfbug bestimmt werden.

Bild 16

Nachlaufanordnung
bei Bugradfahrwer-
ken



a=Nachlauf
H=Hub

4.4 Zusammenfassung

Das Flugzeug mit Bugradfahrwerk weist gegenüber demjenigen mit Heckradfahrwerk wesentlich verbesserte Rolleigenschaften auf. Dies betrifft sowohl die Rollstabilität als auch die Steuerbarkeit beim Rollen. Der Start ist allerdings etwas schwieriger geworden.

Flu. 144

(Wird fortgesetzt.)

Einführung in Probleme der aerodynamischen Flugzeuggestaltung

Von Prof. Dr.-Ing. G. Backhaus

DK 629.135.098

523.691.155

629.135.03

523.6.011.5

In der kurzen Zeit seines Bestehens hat das Flugzeug eine Entwicklung erfahren, deren Ausmaß offensichtlich wird, wenn man ein Flugzeug aus den Anfangstagen der Fliegerei mit einem heutigen modernen Verkehrsflugzeug vergleicht. Zu dieser Entwicklung haben viele Bereiche der Wissenschaft und Technik ihren Beitrag geliefert. Insbesondere haben die fortschreitenden Erkenntnisse auf dem Gebiete der Aerodynamik die Entwicklung stark gefördert, und sie sind auch heute noch dabei, das Gesicht des Flugzeuges tiefgreifend zu verändern.

Eines der Hauptmerkmale dieser Entwicklung ist die ständige Vergrößerung der Reisegeschwindigkeit, die für Verkehrsflugzeuge in Bild 1 dargestellt ist. Den Auftakt bildet dabei das Flugzeug Junkers F 13, das wohl als das erste Verkehrsflugzeug der Welt bezeichnet werden kann, während als Beispiel für ein Flugzeug, das am Ende der gegenwärtigen Entwicklung steht, die Boeing 707 zu nennen ist. Damit sind die Reisegeschwindigkeiten nahe an die Schallgeschwindigkeit herangekommen, und es ist damit zu rechnen, daß bis zum Jahre 1975 Verkehrsflugzeuge mit Fluggeschwindigkeiten weit oberhalb der Schallgeschwindigkeit zum Einsatz kommen.

1. Aerodynamische Gestaltung von Unterschallflugzeugen

Die enorme Steigerung der Reisegeschwindigkeiten der Verkehrsflugzeuge ermöglichte vor allem folgende Maßnahmen:

- Die Erhöhung der Tragflächenbelastung, d. h. die Erhöhung des auf den Quadratmeter Tragflügel Fläche entfallenden Anteiles des Gesamtgewichtes.
- Die Verbesserung der aerodynamischen Formgebung.
- Die Einführung neuartiger Triebwerke.

a) Tragflächenbelastung

Je größer die Tragflächenbelastung ist, desto mehr kann bei gleichbleibendem Gesamtgewicht die Tragflügel Fläche verkleinert werden; das bedeutet Einsparung an Zellengewicht und Widerstand und daher auch Verringerung der Triebwerksleistung und des Kraftstoffverbrauches, d. h., es bedeutet insgesamt eine Erhöhung der Wirtschaftlichkeit.

Die Steigerung der Tragflächenbelastung kann jedoch nicht beliebig fortgesetzt werden, da sie zur Erhöhung der Start- und Landegeschwindigkeiten und damit zur Vergrößerung der Flugplatzlängen führt (Bild 1). Eine entscheidende Rolle spielt dabei die Größe des Höchstauftriebes, der mit einem Tragflügel erreichbar ist.

Der Auftrieb entsteht als Reaktionskraft der durch den angestellten Tragflügel nach unten abgelenkten Luft. Er ist um so

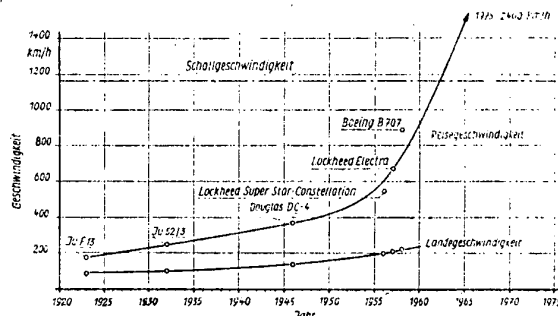


Bild 1. Entwicklung der Reise- und Landegeschwindigkeit der Verkehrsflugzeuge

größer, je größer die Fläche und Anstellung des Tragflügels und je größer der Flugstaudruck¹⁾ ist.

Man schreibt für den Auftrieb:

$$A = c_a \cdot q \cdot F,$$

wobei c_a den Auftriebsbeiwert, q den Flugstaudruck und F die Fläche bedeuten.

Um bei der Landung möglichst kleine Staudrücke, d. h. kleine Landegeschwindigkeiten zu erhalten, muß der Beiwert c_a möglichst groß sein. Bei einem einfachen Tragflügel ist die Erhöhung des Auftriebsbeiwertes durch Anstellwinkelvergrößerung nur bis zu dem „kritischen“ Anstellwinkel möglich, bei dem die Strömung „abreißt“. Eine weitere Erhöhung des Auftriebsbeiwertes gelingt durch Anordnung von Klappen im hinteren Bereich des Tragflügels, die bei Start und Landung ausgeschlagen werden.

Im Laufe der Jahre sind eine ganze Reihe verschiedener Klappenformen entwickelt worden, angefangen von der einfachen Wölbungs- und Spreizklappe über Spaltklappe und Fowler bis zu der in neuerer Zeit bei modernen Verkehrsflugzeugen verwendeten Doppelspaltklappe (Bild 2).

In Anbetracht der steigenden Tragflächenbelastungen suchte man nach weiteren Möglichkeiten der Auftriebssteigerung. Eine Möglichkeit, mit der man sich in Deutschland besonders in den 40er Jahren sehr beschäftigt hat und die bei einem Flugzeug des Modells Ju 90 erprobt wurde, ist die Auftriebssteigerung durch Absaugen bzw. Ausblasen. Der Auftrieb eines Tragflügels mit Klappe wird dadurch gesteigert, daß man entweder die verzögerte

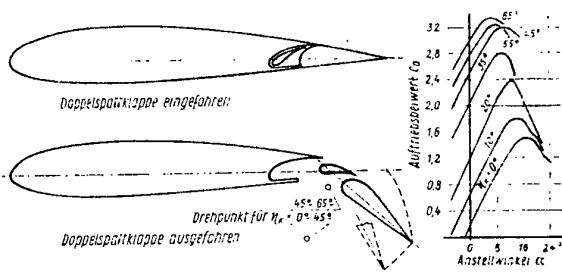


Bild 2. Auftriebsbeiwert in Abhängigkeit vom Anstellwinkel bei einer Doppelspaltklappe

Grenzschicht der Tragflügeloberseite vor der Klappe absaugt oder Luft mit erhöhter Geschwindigkeit in die Grenzschicht einbläst. Das Abreißen der Strömung an der Klappenoberseite wird dadurch hinausgezögert.

In neuerer Zeit findet eine andere Form der Auftriebssteigerung, die Strahlklappe, starke Beachtung, da sie eine Möglichkeit bietet, bei Flugzeugen mit Strahlantrieb den Triebwerksstrahl zur Auftriebssteigerung zu verwenden. Am Tragflügelende wird ein kräftiger Luftstrahl in nahezu vertikaler Richtung ausgeblasen, wodurch eine außerordentlich große Auftriebserhöhung erzeugt wird. Ein Teil dieser Auftriebserhöhung entsteht durch die Reaktionskraft des ausgeblasenen Strahles selbst. Ein zweiter, jedoch größerer Anteil entsteht dadurch, daß der Strahl die Strömung am Tragflügel in ähnlicher Weise beeinflusst wie eine ausgeschlagene Landeklappe.

Die Größe des erreichbaren Auftriebs eines Tragflügels ist nun nicht nur durch die Art der Landeklappe bestimmt, sondern hängt auch in starkem Maße von zwei anderen Faktoren ab, nämlich der relativen Profildicke und der Pfeilung des Tragflügels.

¹⁾ Flugstaudruck = $\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2$ Luftdichte \cdot Fluggeschwindigkeit²
 $q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2$

Bild 3 zeigt den Beiwert des Höchstauftriebs in Abhängigkeit von der relativen Profildicke für einen ungepfeilten Tragflügel und für einen Pfeilflügel mit 35° Pfeilung. Als Landehilfe ist hier eine Spreizklappe angenommen. Man sieht, daß mit zunehmender Profildicke eine Erhöhung des Höchstauftriebs erfolgt. Leider ist diese Möglichkeit für schnelle Flugzeuge nicht ausnützbare. Dazu kommt, daß die bei schnellen Flugzeugen erforderliche Einführung der Pfeilung eine weitere Verringerung des Höchstauftriebs mit sich bringt. Im Verein mit den hohen Tragflächenbelastungen ergibt sich dadurch die in Bild 1 gezeigte Erhöhung der Landegeschwindigkeit und eine entsprechende Erhöhung der Startlängen und erforderlichen Flugplatzgrößen.

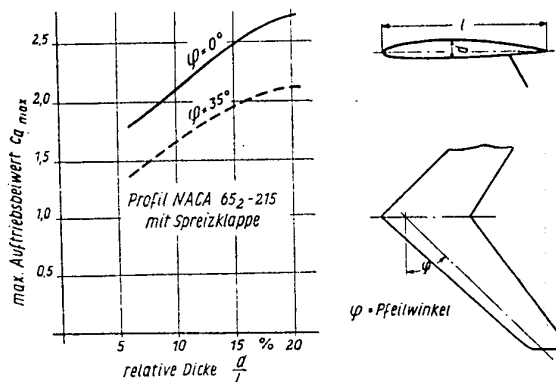


Bild 3. Einfluß von Profildicke und Pfeilung auf den Höchstauftrieb

b) Aerodynamische Formgebung

Durch Verbesserung der aerodynamischen Formgebung gelang es, den Flugzeugwiderstand vor allem bei höheren Fluggeschwindigkeiten erheblich zu verringern. Die Verringerung des Widerstandes erstreckte sich dabei auf zwei Anteile des Widerstandes, den Reibungswiderstand und den Druckwiderstand.

Der Reibungswiderstand entsteht durch Reibung zwischen der Luft und der Flugzeugoberfläche. Durch die Reibung kommen die Luftteilchen unmittelbar an der Oberfläche zur Ruhe, während die benachbarten Teilchen verzögert werden. Es entsteht dadurch in der Nähe der Oberfläche eine Schicht mit verringerter Strömungsgeschwindigkeit, die sogenannte Grenzschicht (Bild 4).

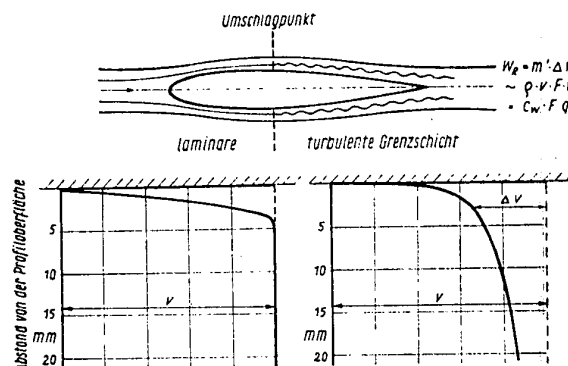


Bild 4. Dicke der laminaren und turbulenten Grenzschicht

Die in der Grenzschicht verlorengehende Energie macht sich als Widerstand bemerkbar. Ähnlich wie beim Auftrieb kann man für den Widerstand schreiben:

$$W = c_w \cdot q \cdot F,$$

wobei c_w den Widerstandsbeiwert, q den Flugstaudruck und F die Fläche bedeuten.

Es gibt nun zwei verschiedene Arten der Grenzschicht: die laminare Grenzschicht und die turbulente Grenzschicht. Während bei der laminaren Grenzschicht die Luft in parallelen Schichten strömt, ist, wie es im Bild angedeutet ist, in der turbulenten Grenzschicht eine Verwirbelung der Luft vorhanden. Im vorderen Bereich eines umströmten Körpers ist die Grenzschicht laminar, im hinteren Bereich turbulent. Der Ort, an dem der Umschlag von der einen Strömungsform in die andere Strömungsform geschieht, wird Umschlagpunkt genannt. Wie aus Bild 4 ersichtlich, ist die Dicke der laminaren Grenzschicht wesentlich geringer als die der turbulenten Grenzschicht. Das bedeutet, daß die sekundäre Menge der abgebremsten Luft und damit der Widerstand bei laminarer Schicht erheblich niedriger liegen muß als bei turbulenter Grenzschicht.

Um den Widerstand des Flugzeuges klein zu halten, muß daher der Bereich der laminaren Grenzschicht möglichst groß sein. Um das zu erreichen, müssen bestimmte Forderungen hinsichtlich der Beschaffenheit der Flugzeugoberfläche und hinsichtlich des Verlaufes der statischen Drücke an der Flugzeugoberfläche erfüllt werden. Die Rauigkeit der Flugzeugoberfläche darf ein gewisses Maß nicht überschreiten. Da die laminare Grenzschicht die Eigenschaft hat, bei Druckanstieg in die turbulente Grenzschicht überzugehen, muß die Formgebung z. B. des Tragflügelprofils so erfolgen, daß der Unterdruck über einen möglichst großen Bereich des Profils dauernd anwächst.

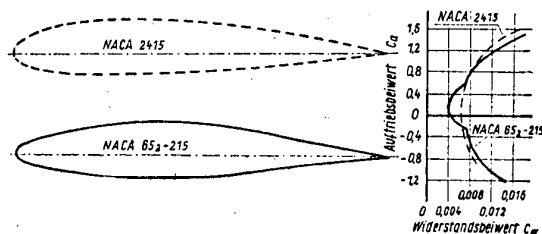


Bild 5. Widerstandsbeiwert c_w in Abhängigkeit vom Auftriebsbeiwert c_a
a Laminarprofil NACA 651-215
b Profil NACA 2515

Wie sich die Formgebung eines Tragflügelprofils auf den Widerstandsbeiwert auswirken kann, zeigt Bild 5, in dem das Profil NACA 2415, das früher häufig benutzt wurde, und ein neueres „Laminarprofil“ verglichen werden. Man sieht, daß das Laminarprofil in einem gewissen Bereich der c_a -Werte eine ganz erhebliche Verringerung des Widerstandsbeiwertes c_w aufweist.

Der Druckwiderstand entsteht aus einer Störung der theoretischen Druckverteilung. Die Störung der Druckverteilung kann zwei Ursachen haben: sie kann entweder durch Grenzschichtinflüsse und Ablösung der Strömung hervorgerufen sein, oder sie kann hervorgerufen werden durch stoßartige Zustandsänderung der am Körper vorbeiströmenden Luft, wenn die Strömungsgeschwindigkeit die örtliche Schallgeschwindigkeit überschreitet.

Während der Druckwiderstand bei guter aerodynamischer Formgebung bei kleinen und mittleren Fluggeschwindigkeiten nur gering ist, tritt er bei Annäherung an die Schallgeschwindigkeit sehr stark in Erscheinung. Die Ursache hierfür ist in den geänderten Eigenschaften der Überschallströmung zu suchen. Übersteigt an einer Stelle der Flugzeugoberfläche die Strömungsgeschwindigkeit die örtliche Schallgeschwindigkeit — und das ist der Fall, bevor die Fluggeschwindigkeit die Schallgeschwindigkeit erreicht hat —, so erfolgt der Übergang von Überschallgeschwindigkeit auf die kleinere Strömungsgeschwindigkeit hinter der Stelle der maximalen Strömungsgeschwindigkeit nicht mehr stetig wie bei Unterschallströmung, sondern in Form eines sogenannten Ver-

dichtungsstoßes. Ein solcher Verdichtungsstoß wirkt sich in zweifacher Hinsicht aus: Durch die plötzliche Verdichtung der Luft entstehen Verluste an Strömungsenergie, die sich als sogen. „Wellenwiderstand“ bemerkbar machen. Weiterhin kann durch den plötzlichen Druckanstieg im Verdichtungsstoß eine Ablösung der Strömung hervorgerufen werden, die ebenfalls zu einer Widerstandserhöhung führt. Beides wirkt sich in einem starken Anstieg des Widerstandsbeiwertes aus. Die Machzahl²⁾, bei der letzteres der Fall ist, bezeichnet man mit kritischer Machzahl. Um möglichst hohe kritische Machzahlen zu erreichen, muß dafür gesorgt werden, daß die Erhöhung der örtlichen Strömungsgeschwindigkeit durch Verdrängungswirkung gering ist, d. h., man muß dünne Profile und Körper verwenden (Bild 6).

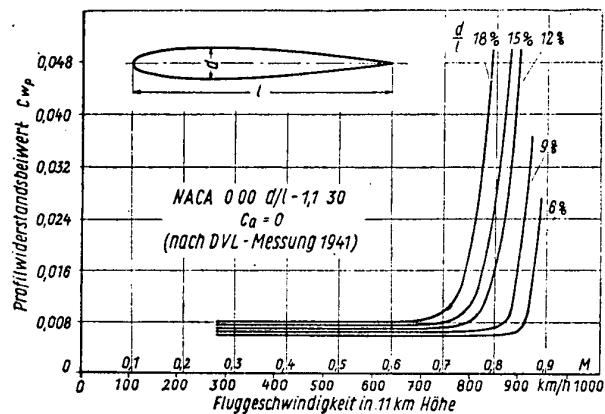
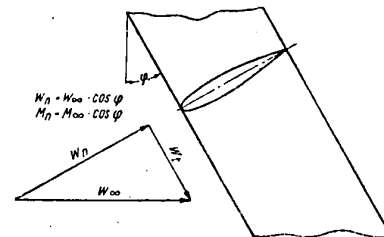


Bild 6. Einfluß der Profildicke auf den Widerstandsbeiwert

Ein anderer Weg zur Erhöhung der kritischen Fluggeschwindigkeit, auf den zum erstenmal von Prof. Busemann 1935 auf dem Volta-Kongreß in Rom hingewiesen worden ist, ist die Verwendung von Pfeilflügeln. Die Wirkung der Pfeilung läßt sich an Hand der Verhältnisse an einem schiebenden Tragflügel erklären (Bild 7). Bei einem schiebenden Tragflügel kann die Anströmgeschwindigkeit der Luft in zwei Komponenten zerlegt werden, von denen nur die Geschwindigkeitskomponente senkrecht

Bild 7. Geschwindigkeitszerlegung beim schiebenden Tragflügel



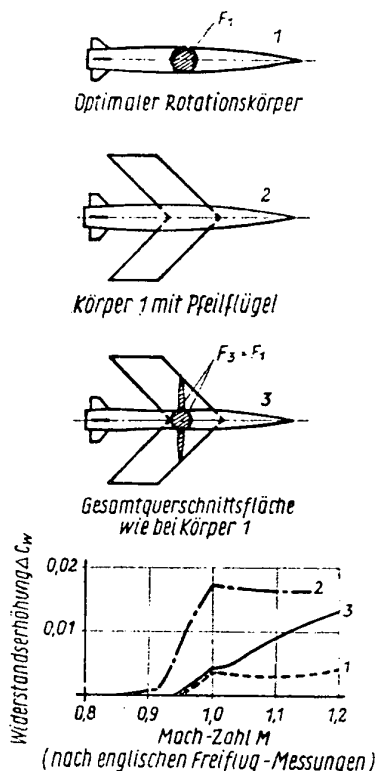
zum Tragflügel Druckänderungen hervorruft. Diese ist jedoch kleiner als die Anströmgeschwindigkeit. Infolgedessen ist auch die wirksame Machzahl in gleichem Maße herabgesetzt. Es treten also alle Erscheinungen, die mit der Kompressibilität zusammenhängen, bei höheren Fluggeschwindigkeiten als beim ungepfeilten Tragflügel auf. In Wirklichkeit ist der Einfluß der Pfeilung jedoch nicht so groß, da die Strömung in Tragflügelmitte, wo die beiden Pfeilflügelhälften zusammenstoßen, nicht mehr der eines schiebenden Tragflügels entspricht. Die An-

²⁾ Unter Machzahl versteht man das Verhältnis von Fluggeschwindigkeit zu Schallgeschwindigkeit. $M = 0,7$ bedeutet also z. B. eine Fluggeschwindigkeit, die 70% der Schallgeschwindigkeit beträgt.

wendung von Pfeilflügeln mit mehr als 35° Pfeilung bringt daher bei Unterschall-Verkehrsflugzeugen kaum noch Vorteile.

Bei der Erörterung der aerodynamischen Maßnahmen zur Verringerung des Widerstandes war bislang hauptsächlich vom Tragflügel die Rede. Es ist klar, daß die gleichen Erwägungen auch für Leitwerke gelten und daß bei der Gestaltung von Rumpfen und Gondeln und ihrer zweckmäßigen Anordnung im Rahmen des Gesamtflugzeuges ähnliche Forderungen zu erfüllen sind. Für die Gestaltung des Gesamtflugzeuges bei Geschwindigkeiten in der Nähe der Schallgeschwindigkeit gibt die sogenannte Querschnittsregel eine gute Richtlinie. Sie fand bereits gegen Ende des Krieges in Deutschland praktische Verwendung, wurde jedoch erst in den letzten Jahren eingehender theoretisch und experimentell begründet.

Sie besagt, daß die Summe der Querschnitte aller Teile des Flugzeuges, die der Flugzeugachse aufgetragen, den gleichen Verlauf haben so wie ein optimaler Rotationskörper, d. h., daß groß gestaute Querschnittsanhäufungen vermieden werden sollen. Wie man in Bild 8 gezeigten Versuchsergebnissen zu entnehmen ist, führt die Anwendung dieser Regel zu erheblichen Widerstandsverminderungen im schallnahen Bereich.



c) Arten des Flugzeugantriebes

Während die ersten Verkehrsflugzeuge mit wenigen 100 PS Leistung auskamen, benötigt ein Flugzeug von der Größe der B 707 eine Reiseleistung von fast 30000 PS. Solange nur der Kolbenmotor mit Luftschaube als Antriebsart zur Verfügung stand, war die Erreichung von Reisegeschwindigkeiten in der Größe von 800 bis 900 km/h praktisch nicht möglich. Der Grund lag in dem großen erforderlichen Gewicht und Raumbedarf des Kolbenantriebes. Kolbenantriebe kommen daher nur für kleine Fluggeschwindigkeiten in Frage.

Erst die Entwicklung neuartiger Turbinentriebe ermöglichte den Übergang zu hohen Fluggeschwindigkeiten. Dabei liegt die Grenze für die Anwendung des Turbinentriebes mit Luftschaube bei etwa 800 bis 900 km/h. Sie ist ebenfalls vor allem dadurch begründet, daß die erforderliche Leistung und damit das Baugewicht des PTL-Triebwerkes mit wachsender Fluggeschwindigkeit zunimmt. Jenseits dieser Grenze ist es vorteilhafter, die Luftschaube wegzulassen und den Vortrieb direkt durch den Triebwerksstrahl zu erzeugen. Damit erhält man das Turbinenstrahltriebwerk. Der spezifische Kraftstoffverbrauch dieses Triebwerkes ist zwar höher, dafür aber der Gewichts-aufwand bei gleicher Leistung, besonders bei hohen Fluggeschwindigkeiten, wesentlich geringer als beim PTL-Triebwerk. Der Anwendungsbereich des Turbinenstrahltriebwerkes reicht weit in den Überschallbereich hinein.

Bei hohen Fluggeschwindigkeiten ist schließlich noch das Staustrahltriebwerk in Betracht zu ziehen, das zur Zeit zwar im Verkehrsflugzeugbau noch keine Anwendung gefunden hat, an dessen Entwicklung jedoch gearbeitet wird. Es unterscheidet sich vom Turbinenstrahltriebwerk bekanntlich dadurch, daß Verdichter und Turbine fortgefallen sind. Die erforderliche Verdichtung der Luft wird bei den hohen Fluggeschwindigkeiten in ausreichendem Maße durch den Aufstau der Luft vor dem Triebwerkeintritt erzeugt.

Der spezifische Kraftstoffverbrauch des Staustrahltriebwerkes erreicht etwa bei Machzahl $M = 2,5$ den des Turbinenstrahltriebwerkes. Das Staustrahltriebwerk hat jedoch einen wesentlichen Nachteil: es besitzt keinen Standschub. Daher dürfte für eine zukünftige Anwendung nur eine Kombination zwischen Turbinenstrahltriebwerk und Staustrahltriebwerk in Frage kommen.

2. Probleme der Steuerbarkeit

Von den Problemen der Stabilität und Steuerbarkeit, die im Verein mit der Steigerung der Fluggeschwindigkeit auftreten, sei hier nur auf das wichtige Problem der Beherrschung der Steuerkräfte kurz eingegangen.

Die an den Rudern auftretenden Luftkraftmomente wachsen mit der Rudergröße und der Fluggeschwindigkeit stark an. Bei großen Flugzeugen und hohen Fluggeschwindigkeiten müssen daher Vorkehrungen getroffen werden, um die Ruderbetätigungsmomente zu reduzieren. Hierzu gibt es grundsätzlich zwei Möglichkeiten, den aerodynamischen Ausgleich und die Servo-Steuerung.

Die einfachste Form des Ruders ist die ohne aerodynamischen Ausgleich (Bild 9). Die am Ruder angreifende Luftkraft liegt in einem gewissen Abstand vom Drehpunkt und ergibt ein Moment. Zur Verringerung dieses Momentes ordnet man einen aerodynamischen Ausgleich an, der darin besteht, daß man den Ruderteil vor der Drehachse vergrößert (Bild 9). Dadurch rückt die Luftkraft näher an die Drehachse heran und das Moment um die Drehachse wird verkleinert.

Eine weitere Möglichkeit des aerodynamischen Ausgleiches besteht in der Anbringung einer Entlastungsklappe (Bild 9).

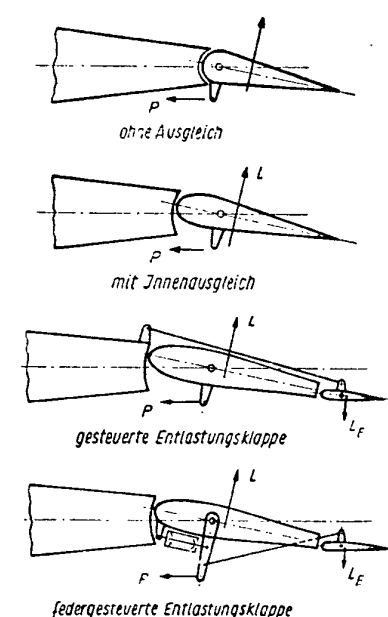


Bild 9. Formen des aerodynamischen Ruderausgleiches

Bild 8. Formgebung eines Flugkörpers bei schallnaher Fluggeschwindigkeit

Diese schlägt in entgegengesetztem Sinne aus wie das Ruder, wodurch das Moment um die Drehachse stark reduziert wird. Die Entlastungsklappe ist entweder starr mit dem Ruderschlag gekoppelt — weggesteuerte Entlastungsklappe — oder wird erst nach Überdrücken einer Feder betätigt — federgesteuerte Entlastungsklappe.

Bei sehr großen Flugzeugen und hohen Fluggeschwindigkeiten ist ein rein aerodynamischer Ausgleich nicht mehr verwendbar, da er so weit getrieben werden müßte, daß die Luftkraft praktisch im Ruderdrehpunkt angreifen müßte. Durch geringste Bauungenauigkeiten und Deformationen würden sich dadurch untragbar große Änderungen der Betätigungsmomente ergeben. In solchen Fällen ist daher eine Servo-Steuerung erforderlich. Bei der Servo-Steuerung sind grundsätzlich zwei Arten möglich. Die Betätigungskräfte des Flugzeugführers werden entweder hydraulisch verstärkt — umkehrbare Steuerung — oder aber die Ruder werden rein maschinell betätigt entsprechend den Ausschlägen, die der Flugzeugführer an der Steuersäule bzw. den Pedalen hervorruft. Fuß- und Handkräfte müssen bei einer solchen Steuerung künstlich erzeugt werden: nicht umkehrbare Steuerung.

Derartige Steuerungen sind bei großen Verkehrsflugzeugen in Gebrauch, z. B. Caravelle, Comet. Sie kommen jedoch vor allem für den Flug mit Überschallgeschwindigkeit in Frage, da die für den Piloten fühlbaren Kräfte unabhängig von den an den Ruder angreifenden werden und dadurch die Beherrschung dieser Kräfte wesentlich erleichtert wird.

3. Probleme des Überschallfluges

Es sind vor allem zwei Probleme, die bei Steigerung der Fluggeschwindigkeit über die Schallgeschwindigkeit hinaus eine Rolle spielen. Das erste ist durch den Begriff der „Schallmauer“, das zweite durch den Begriff der „Wärmemauer“ gekennzeichnet. Bei Fluggeschwindigkeiten größer als der Schall ist die Geschwindigkeit der Fortbewegung eines Körpers größer als die Schallgeschwindigkeit, mit der sich die von dem Körper in der Strömung hervorgerufenen Störungen fortpflanzen.

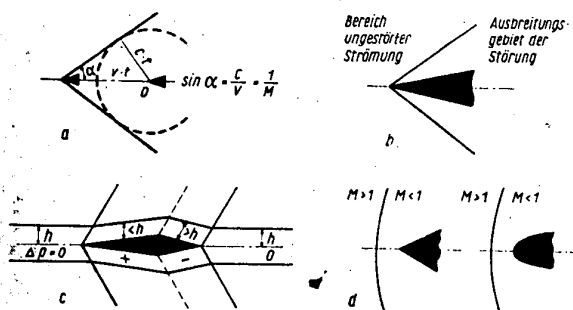


Bild 10. Ausbreitung einer Störung bei Überschallströmung

Wie aus Bild 10a ersichtlich ist, kann die Ausbreitung der Störung daher nur innerhalb eines kegelförmigen Gebietes erfolgen, dessen Kegelwinkel durch das Verhältnis der Fluggeschwindigkeit v zur Schallgeschwindigkeit c , d. h. durch die Flugmachzahl $M = v/c$ bestimmt ist: „Machscher Kegel“. Vor dem Körper besteht also ein Bereich ungestörter Strömung, während eine Änderung des Strömungszustandes erst längs der Linien des Machschen Kegels eintreten kann, und die geänderte Strömung dahinter liegt (Bild 10b). Der Stromlinienverlauf um ein Doppel-Keil-Profil ergibt sich infolgedessen sehr einfach in folgender Weise (Bild 10c): Die von den Ecken des Profils ausgehenden Störungen wirken sich nur

hinter den jeweiligen Machschen Linien aus. Infolgedessen entsteht eine Änderung der Stromrichtung nur in den Machschen Linien; zwischen den Machschen Linien bleibt die Strömungsrichtung jeweils konstant und verläuft parallel der Profilkontur.

Im vorderen Bereich des Profils entsteht infolgedessen eine Verringerung des Abstandes der Stromlinien, im hinteren Bereich eine Vergrößerung. Bei Überschallströmung bedeutet nun eine Verringerung des Strömungsquerschnittes im Gegensatz zur Unterschallströmung Erniedrigung der Geschwindigkeit und Erhöhung des Druckes. Das Umgekehrte gilt für die Vergrößerung des Querschnittes. Damit ergeben sich an dem Doppel-Keil-Profil die im Bilde angedeuteten Druckunterschiede: im vorderen Bereich eine Druckerhöhung, im hinteren Bereich eine Druckerniedrigung. Der daraus resultierende Widerstand ist um so größer, je größer die Profildicke ist, und zwar steigt er quadratisch mit der Profildicke an, da auch die Druckunterschiede selbst mit der Profildicke zunehmen. Beim Überschallflug ist daher die Verwendung möglichst dünner Profile und ebenso auch möglichst schlanker Körper dringendes Erfordernis.

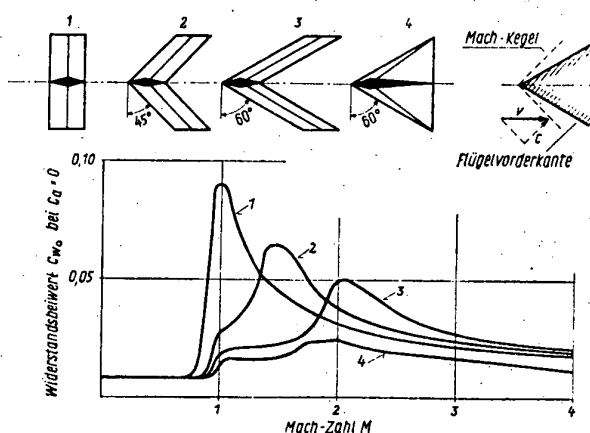


Bild 11. Tragflügelwiderstand bei Überschallflug

Die auf den Flugtaudruck bezogenen Druckunterschiede werden mit wachsender Überschallgeschwindigkeit kleiner. Der Widerstandsbeiwert c_w fällt daher bei Überschallgeschwindigkeit mit wachsender Machzahl wieder ab (Bild 11). Umgekehrt sind die Widerstandsbeiwerte bei kleiner Überschallgeschwindigkeit, also gerade bei Schallgeschwindigkeit, besonders groß. Der Widerstand je Quadratmeter Tragflügelfläche, also das Produkt des Widerstandsbeiwertes wie c_w und des Flugtaudruckes q , erfährt infolgedessen bei Annäherung an die Schallgeschwindigkeit einen starken Anstieg, der zu der Prägung des Begriffes „Schallmauer“ führte. Nach Überschreiten der Schallgeschwindigkeit ist die Änderung des Widerstandes zunächst gering.

Auch im Überschallgebiet ist eine Verringerung der Widerstände durch Pfeilung möglich. Das gilt allerdings nur so lange, wie die Geschwindigkeitskomponente senkrecht zur Tragflügelkante kleiner ist als die Schallgeschwindigkeit, d. h., solange der Machkegel vor der Tragflügelkante liegt. Erreicht der Machkegel die Tragflügelkante, so tritt eine mehr oder weniger große Widerstandserhöhung auf. Man sieht in Bild 11 den annähernden Verlauf des Widerstandsbeiwertes über der Flugmachzahl für eine Reihe verschiedener Tragflügel. Den höchsten Widerstandsbeiwert erreicht der gerade Tragflügel bei Schallgeschwindigkeit. Die beiden Pfeilflügel von 45° bzw. 60° Pfeilung haben bei Schallgeschwindigkeit einen sehr viel kleineren Widerstandsbeiwert und erreichen ihre maximalen Werte in dem

Augenblick, in dem — wie erwähnt — der Machkegel mit der Tragflügelkante zusammenfällt. Bei dieser Machzahl ist ihr Widerstand jedoch höher als der des ungefeilten Flügels, und er bleibt auch bei weiterer Steigerung der Machzahl etwas größer als der des ungefeilten Tragflügels. Als vierte Tragflügelform ist ein sogenannter Dreieck-Flügel oder Δ -Flügel angegeben. Der Widerstand eines solchen Δ -Flügels ist bei gleichbleibender Gesamtbauhöhe aller verglichenen Tragflügel im gesamten Machzahlbereich niedriger als der der anderen Tragflügel. Bei geringen Überschallgeschwindigkeiten ist also der Pfeil- oder Δ -Flügel dem geraden Tragflügel stark überlegen, bei hohen Überschallgeschwindigkeiten tritt der ungefeilte Tragflügel wieder in den Vordergrund.

Nach Überwindung der „Schallmauer“ stellt sich ein zweites Hindernis, die „Wärmemauer“, einer weiteren Geschwindigkeitserhöhung in den Weg. Durch die Reibung der Luft an der Flugzeugoberfläche wird die Bewegungsenergie der Luft in Wärme umgewandelt. Diese Wärme heizt die Flugzeugoberfläche auf, und zwar um so mehr, je größer die Fluggeschwindigkeit ist und je länger der Flug dauert. Bei langer Flugdauer, wie man sie für Verkehrsflugzeuge annehmen muß, stellt sich an der Flugzeugoberfläche eine Gleichgewichtstemperatur ein, die bei wärmeundurchlässiger Wand und Vernachlässigung der Wärmestrahlung gleich der Temperatur der wandnahen Grenzschicht ist.

In Bild 12 sind die Geschwindigkeiten angegeben, bei denen bestimmte Temperaturen erreicht werden. Die ausgezogenen Linien gelten für wärmeundurchlässige Wand, bei den gestrichelten Linien ist eine gewisse Abführung von Wärme durch Strahlung berücksichtigt. Eine Temperaturgrenze von 100°C tritt bei etwa 2000 km/h auf und stellt die Erwärmungstemperatur dar, bis zu der etwa die Verwendung von Aluminiumlegierungen festigkeitsmäßig zulässig ist. Bei Temperaturen, die 100°C bis 150°C übersteigen, ist die Verwendung von Titan als Werkstoff erforderlich.

Titanlegierungen können bis zu einer Temperatur von etwa 450°C Verwendung finden, die bei etwa 4000 km/h erreicht wird. Bei noch weiterer Steigerung der Fluggeschwindigkeit müssen Nickellegierungen oder rostfreier Stahl benutzt werden.

Die in Bild 12 weiterhin gezeigte Kurve gibt annähernd die bei den hohen Fluggeschwindigkeiten zu erwartenden Reishöhen an. Die Reishöhe wird bestimmt durch die Forderung nach

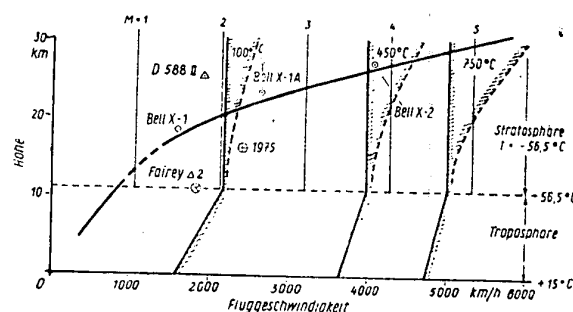


Bild 12. Erwärmung der Oberfläche eines Flugzeuges im Überschallflug

kleinstem Kraftstoffverbrauch. Das bedeutet, daß der Flug bei günstigster Gleitzahl (kleinstes Verhältnis c_w/c_d) erfolgen muß. Mit steigender Fluggeschwindigkeit müssen daher bei gegebener Tragflächenbelastung die Reishöhen zunehmen.

4. Ausblick

Die Entwicklung der Verkehrsluftfahrt ist zur Zeit noch in vollem Fluß. Die gegenwärtig im Einsatz befindlichen oder kurz vor dem Einsatz stehenden Verkehrsflugzeuge, die hinsichtlich Größe und Reisegeschwindigkeit die früheren Verkehrsflugzeuge um ein Vielfaches übertreffen, werden in Zukunft von noch größeren und noch wesentlich schnelleren Flugzeugen, deren Einsatz allerdings nur auf globalen Flugstrecken sinnvoll sein wird, übertroffen werden. Die aerodynamischen Probleme, die dabei auftreten und die Wege, die zu einer zweckmäßigen aerodynamischen Flugzeuggestaltung führen, sind im wesentlichen bekannt. Gleichzeitig zeichnet sich jedoch aber auch die Grenze ab, die einer weiteren Geschwindigkeitssteigerung Einhalt gebietet. Diese Grenze dürfte wegen der unvermeidlichen Aufheizung der Flugzeugoberfläche und der geringen Möglichkeit einer wirksamen Kühlung bei einer Reisegeschwindigkeit von etwa 4000 km/h erreicht sein. Eine weitere erhebliche Steigerung der Reisegeschwindigkeit scheint nur möglich, wenn man auf den Auftrieb durch Luftkräfte mehr oder weniger verzichtet, also den Bereich der „Luftfahrt“ verläßt und den Übergang zur „Raumfahrt“ vollzieht. Dabei erhebt sich jedoch die Frage, ob für eine derartige Steigerung der Reisegeschwindigkeit zur Erreichung eines Reisezieles auf der Erde überhaupt ein Bedürfnis vorliegen wird.

Flu 147

Was versteht man unter einer „Drei-Achsen-Steuerung“?

Von cand. Ing. Klaus Herrmann

DK 629.135.014.59

Bei Gesprächen über die Ausrüstung moderner Flugzeuge hört man häufig Begriffe wie „Automatische Steuerung“, „Drei-Achsen-Steuerung“ oder „Automatischer Pilot“ — Begriffe, mit denen man oft nichts anfangen kann, weil man nicht weiß, was sich hinter ihnen verbirgt. Auch unsere IL 14 P ist mit einer solchen Einrichtung ausgerüstet.

Dieser Beitrag soll dem Leser einen Überblick darüber vermitteln, weshalb solche Flugzeugführungsanlagen eingesetzt werden, wie sie aufgebaut sind und wie sie arbeiten.

Warum automatische Flugzeugführungsanlagen?

Um die Bewegungen eines Flugzeuges während der Fluges erfassen zu können, bezieht man sie auf ein Koordinatensystem. Dieses Koordinatensystem besteht aus der Längsachse x , der Querachse y und der Hochachse z . Die Achsen sind flugzeugfest, stehen aufeinander senkrecht und schneiden sich im Schwerpunkt des Flugzeuges (Bild 1).

Im horizontalen Geradeausflug liegen die Querachse und die Längsachse parallel zur Erdoberfläche; die Hochachse steht

senkrecht auf beiden. Dabei weist die Längsachse in Richtung des geflogenen Kurses. Jede Veränderung der Lage des Flugzeuges kann man auf Drehungen um seine Achsen zurückführen. Eine Kursabweichung kommt einer Drehung um die Hochachse gleich, Veränderungen der Längs- und Querneigung entsprechen Drehungen um die Quer- bzw. Längsachse. Während des Fluges treten derartige Veränderungen fortlaufend auf. Sie werden durch Seitenwinde, Böen, Veränderung der Trimmung des Flugzeuges und durch dessen Unsymmetrien hervorgerufen.

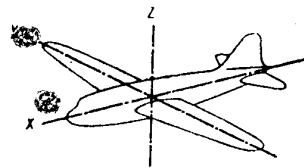


Bild 1. Koordinatensystem für das Flugzeug

Aufgabe des Piloten ist es, die Lage des Flugzeuges im Raum dauernd zu kontrollieren und jede Abweichung sofort durch entsprechende Ruderausschläge zu korrigieren. Einmal muß der Pilot, um an sein Ziel zu kommen, den vorgeschriebenen Kurs einhalten, und zum anderen bringen schon geringfügig erscheinende Abweichungen in der Quer- und Längsneigung gefährliche Flügustände mit sich. Neben seiner Lage muß auch die Höhe und Geschwindigkeit des Flugzeuges beobachtet werden. Auf den Luftstraßen sind ja in der Regel die einzelnen Maschinen nach Zeit und Höhe gestaffelt; mit zunehmender Verkehrsdichte wächst bei Abweichungen von den im Flugplan festgelegten Werten für Höhe und Geschwindigkeit die Gefahr von Kollisionen.

Bei längeren Flügen, besonders bei Blindflügen, ist die laufende Überwachung des Flugzustandes für den Piloten sehr ermüdend. Seine Reaktionsfähigkeit läßt nach und es treten größere Abweichungen von den geforderten Werten auf. In Bild 2 werden die Kursschwankungen eines Flugzeuges dargestellt, die bei mittlerer Böigkeit für einen angestregten Sichtflug (Bild 2a) und für einen Blindflug aufgenommen wurden. Die in Bild 2a gezeigte Kurve stellt praktisch die Grenze der Leistungsfähigkeit eines Piloten dar, während Bild 2c deutlich Ermüdungserscheinungen aufweist. Bei sehr schnell fliegenden Flugzeugen reicht auch die normale Reaktionsfähigkeit des Piloten nicht aus, um

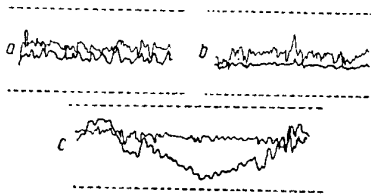


Bild 2. Diagramme der Kursabweichungen eines Flugzeuges
a Sichtflug
b Blindflug mit Kursregelungsanlage
c Blindflug ohne Kursregelungsanlage

die obengenannten Abweichungen in erträglichen Grenzen zu halten. Um dem Piloten zu helfen, wurden Einrichtungen geschaffen, die ihm einen Teil seiner anstrengenden Tätigkeit abnehmen. Anfangs war das die „automatische Kurssteuerung“, die das Flugzeug um die Hochachse stabilisierte und es auf einem eingestellten Kurs hielt. Heute gehören die sogenannten „Drei-Achsen-Steuerungen“ zur Standardausrüstung der Verkehrsflugzeuge, und morgen werden es umfassende Flugzeugführungssysteme sein, die dann sogar automatische Blindlandungen zulassen werden.

Die „Drei-Achsen-Steuerung“, eine Lageregelung des Flugzeuges
Bleiben wir zunächst bei der „Drei-Achsen-Steuerung“, die, wie der Name schon sagt, Bewegungen des Flugzeuges um seine

drei Achsen korrigiert. Will man ihre Wirkungsweise verstehen, so lohnt es sich, vorher zu beobachten, wie der Pilot auf Lageänderungen reagiert. Beschränken wir uns dabei auf die Betrachtung einer Kursabweichung. Während des Fluges vergleicht der Pilot dauernd den durch den Flugplan vorgeschriebenen Kurs (Sollwert) mit der Anzeige des Kompasses, d. h. dem wirklich geflogenen Kurs (Istwert). Weicht das Flugzeug vom vorgeschriebenen Kurs ab, so ergibt sich zwischen diesen beiden Werten eine Differenz. Vom Gehirn des Piloten ergeht über das Nervensystem an die Muskeln das Kommando, einen dieser Winkel-differenz entsprechenden Ruderausschlag zu veranlassen. Das Seitenruder wird getreten und das Flugzeug beginnt, sich um die Hochachse in Richtung des vorgeschriebenen Kurses zu drehen. Dabei muß der Pilot einkalkulieren, welche Ruderausschläge bei einer bestimmten Fluggeschwindigkeit notwendig sind, um den Betrag der Abweichung zu korrigieren und mit welcher Winkelgeschwindigkeit diese Korrektur erfolgen darf, ohne das Flugzeug zu gefährden. Dreht das Flugzeug über den Sollkurs hinaus, so erfolgt wiederum ein Befehl vom Gehirn, der einen Gegenruderausschlag zur Folge hat. Das setzt sich so lange fort, bis der geforderte Kurs erreicht ist und ergibt praktisch eine ununterbrochene Pendelbewegung um einen Mittelwert. Der

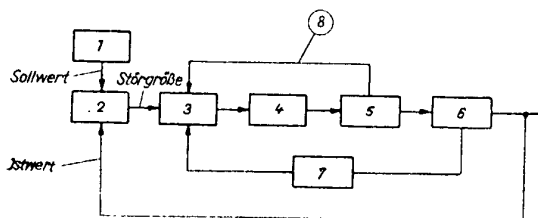


Bild 3. Blockscheina einer Flugregelung

- | | |
|-------------------------------------|--|
| (1) Kommandogerät | (6) Flugzeugzelle |
| (2) Störwertgeber | (7) Rückführung der Winkelgeschwindigkeit |
| (3) Mischeinrichtung | (8) Rückführung der Ruderlage und -Verstellgeschwindigkeit |
| (4) Rudermaschine mit Steuerorganen | |
| (5) Flugzeugruder | |

beschriebene Vorgang, ein Steuern unter dauernder Überwachung des Ergebnisses nach vorgeschriebenen Werten, entspricht im technischen Sinne einem Regelvorgang. Das führt dazu, daß für Einrichtungen, die im Flugzeug derartige Vorgänge selbsttätig realisieren, die Bezeichnung „Flugregelung“ festgelegt wurde (DIN 19226). Die genannte Kurssteuerung wird also richtiger mit „Kursregelung“ bezeichnet und die „Drei-Achsen-Steuerung“ stellt eine „Lageregelung“ dar.

Die Lageregelung eines Flugzeuges arbeitet beispielsweise nach dem in Bild 3 gezeigten Blockscheina.¹⁾

Am Kommandogerät (1) stellt der Pilot den gewünschten Kurs ein. Die Quer- und Längsneigung ist beim Streckenflug durch die Horizontallage gegeben. Eventuell notwendig werdende Kurven können mit Hilfe des Kurvenwählers ausgeführt werden. Bei „vollkommenen Flugregelungssystemen“ besteht überdies die Möglichkeit, Sollwerte für Höhe und Geschwindigkeit einzustellen und die Empfänger für Signale von Funkbaken (VOR, ILS) aufzuschalten.

Das Kommandogerät ist das Gedächtnis der Flugregelung; ersetzt man es durch eine Programmsteuerung, so ist es möglich, den planmäßigen Ablauf eines vorher berechneten Fluges allein diesem Gerät zu überlassen.

Die Störwertgeber (2) sind die Sinnesorgane der Flugregelung. Sie vergleichen den Istwert der Fluglage mit dem über das Kommandogerät gespeicherten Sollwert. Ergeben sich Differenzen,

¹⁾ Die Zahlen im Text weisen auf das Blockscheina (Bild 3) hin.

so werden diese in Form von elektrischen Signalen an die Misch- und Verstärkereinrichtung (3), das Gehirn der Anlage, gemeldet. Die Sinnesorgane für Lageabweichungen sind Kreisel, und zwar „freie Kreisel“, wenn die Flugregelung auf Winkelabweichungen um die drei Achsen anspricht, oder „Dämpfungskreisel“, wenn sie die Drehgeschwindigkeit um die Achsen auf Null hält. Über die Kreisel und ihre Wirkungsweise wird im Abschnitt „Elemente der Flugregelungen“ noch gesprochen. In vollkommenen Flugregelungssystemen sind Störwertgeber für Höhe (Aneroiddose oder Angaben des Funkhöhenmessers) und Geschwindigkeit (Differenzdruckdose) sowie elektrische Vergleichsschaltungen für die Ausgangsgrößen der Funknavigationsempfänger enthalten.

Von der Mischeinrichtung ergehen Befehle an die Steuergeräte, die die Rudermaschinen (4) (Muskeln) zu einer der gemeldeten Abweichung entsprechenden Betätigung der Flugzeugrudder veranlassen. Das Gehirn der Anlage, die Mischeinrichtung, wird über eine Rückführung von der Stellung der Ruder und deren Verstellgeschwindigkeit informiert (8). Nun bewegt sich das Flugzeug durch Drehung um die entsprechende Achse in die Soll-Fluglage. Eine Rückführung der Winkelgeschwindigkeit (7), mit der diese Drehung erfolgt, gibt der Flugregelung das „Gefühl“. Die Lageregelung reagiert also auf Veränderungen der Fluglage wie ein Flugzeugführer — sie arbeitet genauer, weil ihre Reaktionszeiten sehr kurz sind, und sie wird nicht müde. Vergleicht man das Diagramm eines Blindfluges mit eingeschalteter Kurssteuerung (Bild 2b) mit der unter gleichen Bedingungen aufgenommenen Kurve eines Blindfluges ohne diese (Bild 2c), so wird das besonders deutlich.

Elemente der Lageregelung

1. Die Kreisel

Unter einem Kreisel versteht man einen Drehkörper, dessen Schwerpunkt in der Drehachse liegt. Die Achse, um die sich dieser Körper dreht, wird mit Rotationsachse (oder Drallachse) bezeichnet (siehe Bild 4). Infolge ihrer Trägheit sind die Masse-

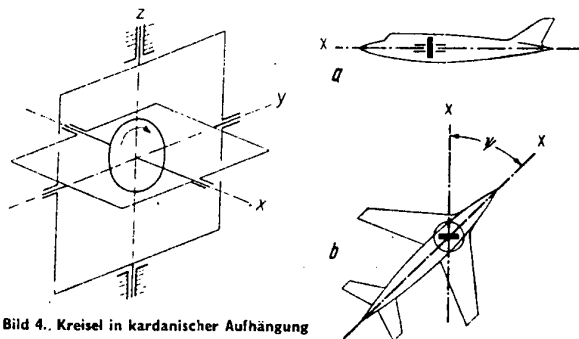


Bild 4. Kreisel in kardanischer Aufhängung

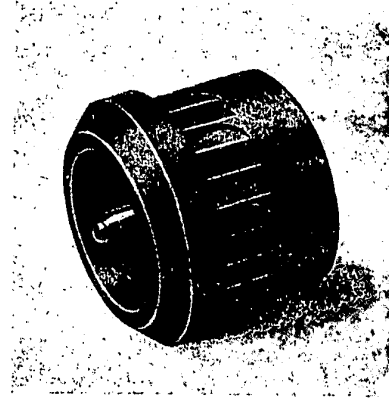
Bild 7a. Anordnung des Kurskreisels im Flugzeug

Bild 7b. Lage des Kurskreisels mit einer Kursabweichung (φ = Winkel der Kursabweichung)

teilchen des Drehkörpers bestrebt, ihre Drehebene beizubehalten. Der Kreisel widersetzt sich aus diesem Grunde einer Lageänderung seiner Rotationsachse. Diese behält die Lage bei, die sie zum Zeitpunkt des Beginns der Rotation des Kreisels hatte, und zwar so lange, wie keine äußeren Kräfte auf ihn wirken. Das Beharrungsvermögen des Kreisels ist um so größer, je größer sein auf die Rotationsachse bezogenes Massenträgheitsmoment und je größer seine Drehzahl ist. Die hauptsächlich bestimmende Größe für das Massenträgheitsmoment ist natürlich der Durchmesser des Kreiselkörpers. Die in Flugregelungen verwendeten Kreisel haben Drehzahlen zwischen 10000 und 30000 U/min. Die Kreisel werden entweder mit Luft angetrieben, indem ein

Luftstrom auf in den Kreiselmantel eingefräste Schaufeln wirkt (Bild 5), oder elektrisch. Dann ist der Kreisel ein Drehstrom-Asynchronmotor mit Kurzschlußläufer (Bild 6). Zum Unterschied zu anderen Asynchronmotoren liegen hier die das Drehfeld erzeugenden Pole innen, während sich der dem Kurzschlußläufer entsprechende Kreiselkörper außen dreht. Wirkt auf den Kreisel eine Kraft, die eine Drehung um die y-Achse zur Folge hat, so beginnt er sich mit einer Geschwindigkeit, die der der Störbewegung proportional ist, um die z-Achse zu drehen, wenn die Kreiselrotation um die x-Achse erfolgt. Diese Erscheinung nennt man „Präzession“; die z-Achse wird dabei zur „Präzessionsachse“. Hat die von außen wirkende Kraft eine Drehung um die z-Achse zur Folge, so präzessiert der Kreisel um die y-Achse.

Bild 5
Körper eines luftgetriebenen Kreisels

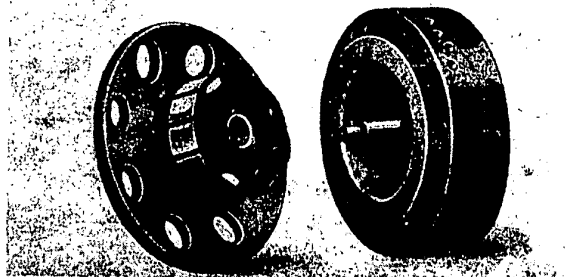


1a Lageregelungen mit „freien Kreiseln“

Wird ein Kreisel, so wie in Bild 4 dargestellt, kardanisch aufgehängt, so spricht man von einem „freien Kreisel“, weil er sich um alle seine drei Achsen frei bewegen kann. Er hat dann drei Freiheitsgrade.

Als Störwertgeber für Lageabweichungen werden in einer Lageregelung zwei dieser freien Kreisel verwendet. Der eine der beiden ist der Kurskreisel. Er ist im Flugzeug so eingebaut, daß seine Rotationsachse in der Flugzeuglängsachse liegt (Bild 7a). Weicht das Flugzeug von seinem Kurs ab (Drehung um die Hochachse), so bleibt die Rotationsachse des Kreisels infolge seiner Beharrungseigenschaften in der alten Lage und bildet mit der Längsachse einen Winkel (Bild 7b). Dieser Winkel entspricht der Kursabweichung. Ein elektrischer oder pneumatischer Geber wandelt diesen Winkel in ein Signal um. Elektrische Geber sind dabei Drehmelder oder Potentiometer, pneumatische Geber Anordnungen von Luftschiebern. Die Sollage der Kreisel-Rotationsachse wird mechanisch oder elektrisch vom Kommandogerät aus eingestellt und damit der Kurs festgelegt. Infolge von Reibungen in den Kardanlagern und von Beschleunigungen wandert der Kurskreisel mit der Zeit aus der Sollage ab. Er wird deshalb vom Fernkompaß (Patin-Kompaß) oder von Magnet-

Bild 6. Stator und Rotor eines elektrischen Kreisels



sonden überwacht. Bei Abwanderungen wird er über eine Stützpule nachgestellt. In dieser Spule fließt dabei ein dem Betrage der Abwanderung entsprechender Strom, der ein Magnetfeld erzeugt. Mit der y-Achse des Kreisel ist ein Dauermagnet verbunden (Bild 8). Durch gegenseitige Beeinflussung des Feldes der Stützpule und des Dauermagnetfeldes entsteht ein Moment, das den Kreisel um die y-Achse zu drehen sucht. Das aber hat eine Präzession um die z-Achse zur Folge, die den Kreisel wieder in die Sollage dreht.

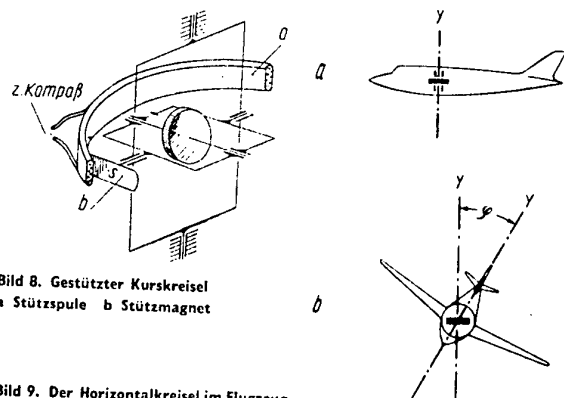
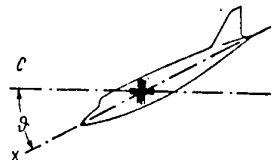


Bild 8. Gestützter Kurskreisel
a Stützpule b Stützmagnet

Bild 9. Der Horizontalkreisel im Flugzeug
a Anordnung des Kreisel
b Lage des Kreisel bei Veränderung der Querneigung (γ = Querneigungswinkel)
c Lage des Kreisel bei Änderung der Längsneigung (ν = Längsneigungswinkel)



Die Lage des Flugzeuges bezüglich seiner Längs- und Querachse wird vom Horizontkreisel kontrolliert. Er ist im Flugzeug so angeordnet, daß seine Rotationsachse parallel zur Hochachse liegt (Bild 9a), und zeigt den Grad der Quer- und Längsneigung an (Bilder 9b und 9c). Auch deren Größe wird in elektrische oder pneumatische Signale verwandelt. Die Sollage wird wie beim Kurskreisel durch Veränderung der Lage der Rotationsachse eingestellt, und auch hier treten Abwanderungen auf. Die Stützung erfolgt bei Kreiseln mit Luftantrieb durch die Reaktionskraft der aus dem Kreiselgehäuse ausströmenden Luft. Es sind zu diesem Zwecke an dessen Unterseite Pendelschieber angebracht, die den Luftaustritt lageabhängig um die y- und z-Achse steuern (Bild 10). Steht die Achse des Kreisel senkrecht, so sind alle Schieber gleich weit geöffnet (Bild 11a). Die Reaktionskräfte der ausströmenden Luft halten sich das Gleichgewicht. Kippt der Kreisel beispielsweise um die z-Achse, so bleiben die Pendelschieber infolge der Schwerkraft senkrecht hängen. Dabei wird eine Austrittsöffnung geschlossen und die gegenüberliegende ganz geöffnet (Bild 11b). Die Reaktionskräfte der ausströmenden Luft sind jetzt nicht mehr im Gleichgewicht. Es ergibt sich eine resultierende Kraft, die den Kreisel um die y-Achse zu drehen sucht. Das hat aber, wie oben schon gesagt, eine Präzession um die z-Achse zur Folge, die den Kreisel wieder in die Senkrechte zurückstellt. Eine elektrische Stützung arbeitet wie die des Kurskreisel, die oben beschrieben wurde. Das Nachstellsignal kommt dabei von einem Pendel mit elektrischem Abgriff, dem Lotführer.

1b Lageregelungen mit Dämpfungskreiseln

In neuerer Zeit gewinnt die Anwendung von Dämpfungskreiseln als Störwertgeber in Lageregelungen an Bedeutung. Das sind Kreisel, die so gelagert sind, wie das in Bild 12 gezeigt wird. Wie man sieht, kann sich dieser Kreisel nur um die x-Achse und die y-Achse drehen. Er hat also zwei Freiheitsgrade,

von denen einer noch durch eine Federfesselung beschränkt wird. Für eine Lageregelung mit Dämpfungskreiseln (Dämpfungsregelung) werden drei Kreisel gebraucht. Sie werden im Flugzeug so angeordnet, daß ihre Bezugsachsen in den einzelnen Flugzeugachsen liegen und ebenfalls flugzeugfest sind. Die in Bild 12 mit z bezeichnete Achse des Kreisel ist die Bezugsachse. Dreht sich das Flugzeug bei einer Lageabweichung um eine seiner Achsen, so wird der Kreisel, da seine Basis (Richtung der Rotationsachse) flugzeugfest ist, um die Bezugsachse mitgedreht.

Bild 10
Pendelschieber am
Kreiselgehäuse

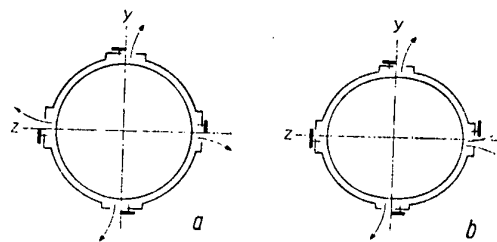
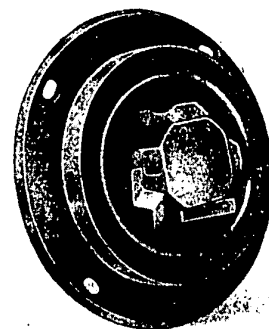
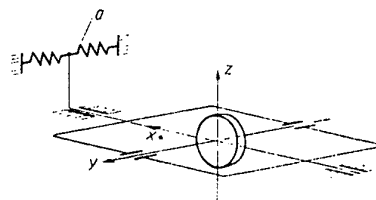


Bild 11. Wirkungsweise der Pendelschieber
Stellung der Schieber
a bei ungestörtem Kreisel
b bei gestörtem Kreisel (Drehung um die y-Achse)

Bild 12
Dämpfungskreisel
a Federfesselung



Diese Drehung bewirkt eine Präzession um die Präzessionsachse (hier mit y-Achse bezeichnet). Der Drehwinkel der federgefesselten Präzessionsachse entspricht dabei der Geschwindigkeit, mit der diese Drehung erfolgt. Ein elektrisches Signal wird als Maß für diesen Drehwinkel der Mischeinrichtung zugeführt. Die Dämpfungsregelung arbeitet so, daß die Drehgeschwindigkeit um alle drei Achsen auf Null gehalten wird. Wenn sich das Flugzeug nicht um seine Achsen dreht, treten natürlich auch keine Abweichungen in seiner Lage auf.

Dämpfungskreisel sind auch in Flugregelungen vorhanden, die freie Kreisel als Störwertgeber benutzen. Sie melden dort die Drehgeschwindigkeit um die Achsen an die Mischeinrichtung und stellen sozusagen das „Gefühl“ der Flugregelung dar (8). Sie verhindern, daß bei größeren Lageabweichungen sofort große Ruderkräfte wirksam werden, die das Flugzeug gefährden können. Außerdem geben sie die Sicherheit, daß das Flugzeug bei Ausfall eines der beiden Führungskreisel nicht ausbricht.

2. Die Mischeinrichtung

Die Mischeinrichtung ist das Gehirn der Anlage. Sie besteht je nach Umfang der Flugregelung aus einem oder mehreren Verstärkern und Rechenanlagen. In einer einfachen Lageregelung sind das meist Magnetverstärker, so wie in der Lageregelung der IL 14 P. Dieser Einsatz von elektrischen Mischgliedern, der sich überall durchgesetzt hat, erfordert natürlich elektrische Signale als Maßstab für Lageabweichungen. Wo solche Signale als Druckunterschiede vorliegen (Geschwindigkeitsmessung, barometrische Höhenmessung), werden sie in elektrische Größen umgewandelt. Früher, als noch rein pneumatische Führungsanlagen verwendet wurden, bestand die Mischeinrichtung aus Membrandosen und Gestängen.

In der Mischeinrichtung werden die von den Störwertgebern kommenden Signale in entsprechende Kommandos umgewandelt, wobei die über die Rückführung zugeleiteten Daten, die das Ausmaß der eingeleiteten Steuermaßnahmen beinhalten, einkalkuliert werden. Die Kommandos beeinflussen die Steuergeräte in der zur Wiedererreichung der Sollfluglage erforderlichen Weise. Die Steuergeräte können als Nerven der Einrichtung angesehen werden. Ihre Ausführungsform hängt von der Art der Rudermaschinen (5) ab.

Handelt es sich bei den Rudermaschinen um hydraulische Antriebe, so werden diese Steuerorgane elektromagnetisch oder pneumatisch betätigte Ventilanordnungen sein; bei elektrischen Rudermaschinen sind es in der Regel Leistungsverstärker.

3. Rudermaschinen

Man unterscheidet nach der Antriebsart hydraulische und elektrische Rudermaschinen. Bei der hydraulischen Rudermaschine ist das Hauptelement ein hydraulischer Arbeitszylinder, der durch die vom Steuerventil vorgenommene Dosierung des Ölzuflusses beeinflusst wird und über Gestänge oder Seile die Ruder betätigt. Hydraulische Rudermaschinen werden deshalb gern eingesetzt, weil sie sich in sehr kurzen Zeiten umsteuern lassen und eine Steuerung großer Kräfte mittels kleiner Steuergrößen zulassen. Das fällt besonders bei der Ausrüstung von Flugzeugen mit hoher Fluggeschwindigkeit ins Gewicht. In Bild 13 wird das Prinzip einer solchen Rudermaschine dargestellt.

Nach der Einführung der Magnetpulverkupplungen kann auch die Benutzung von elektrischen Rudermaschinen wieder in Betracht gezogen werden. Ein dauernd laufender Elektromotor wird über zwei Magnetpulverkupplungen in der in Bild 14 gezeigten Weise wechselnd mit der Welle des Ruderantriebes gekuppelt. Er kann dabei noch den Umformer für die Erzeugung der Kreiselspeisespannung (Drehstrom) antreiben. Je nach der gewünschten Drehrichtung für die Seilscheibe der Ruderzüge wird die eine oder die andere der beiden Magnetpulverkupplungen vom Steuerverstärker erregt. Hier sind die der hydraulischen Ruderbetätigung eigenen Vorteile auch für einen elektrischen Antrieb vorhanden. Die Wirkung der Rudermaschinen auf die Flugzeugruder zeigt Bild 15. An der Rudermaschine sind noch Meßfühler vorhanden, die die Lage der Ruder und deren Stellgeschwindigkeit messen.

Die Weiterentwicklung der Flugregelungen

Wie eingangs schon erwähnt wurde, gehören Drei-Achsen-Lageregelungen zur Standardausrüstung aller modernen Verkehrsflugzeuge. Die Entwicklung ist aber dabei nicht stehen geblieben. Schon heute sind vollkommene Bewegungsregelungen in der Erprobung und im Einsatz, die dem Flugzeugführer alle mit der unmittelbaren Flugzeugführung zusammenhängenden Arbeiten abnehmen. Der Flugzeugführer wird damit vom Arbeitstier zum wirklichen Kommandanten des Flugzeuges. Das bedeutet aber nicht, daß er überflüssig geworden ist. Er muß die Arbeitsweise

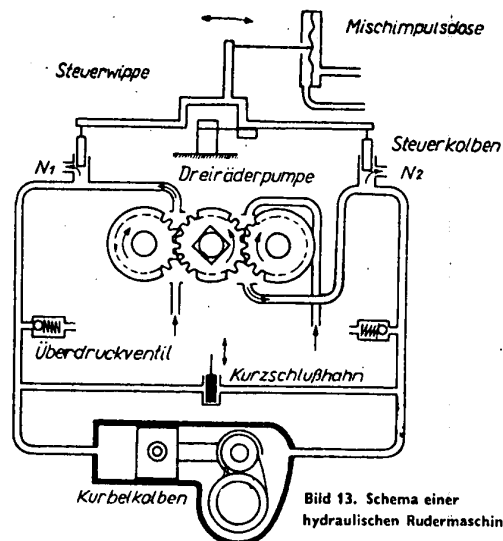


Bild 13. Schema einer hydraulischen Rudermaschine

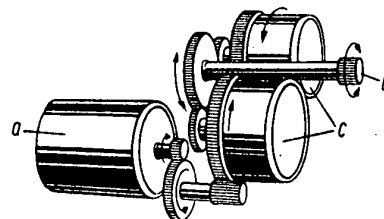


Bild 14. Schema einer elektrischen Rudermaschine
a Elektromotor
b Magnetpulverkupplungen
c Abtriebswelle

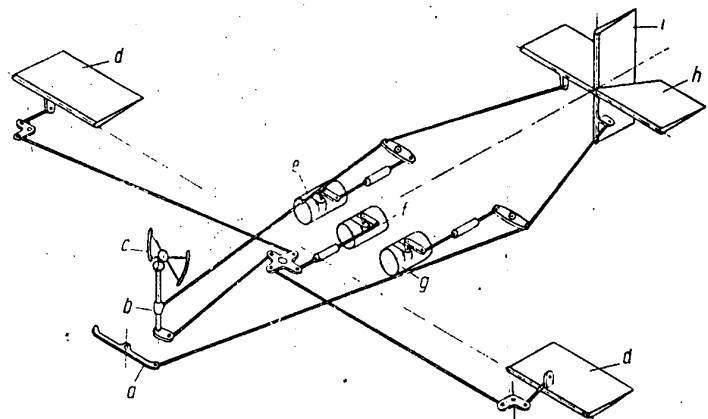


Bild 15. Wirkung der Rudermaschinen auf die Flugzeugruder

- | | |
|-------------------------------|---------------------------------|
| a Seitenruderpedal | h Höhenruder |
| b Höhenruderbetätigung | e Rudermaschine für Höhenruder |
| c Querruderbetätigung | l Seitenruder |
| d Querruder | g Rudermaschine für Seitenruder |
| f Rudermaschine für Querruder | |

der Flugregelung, seines Dieners, immer überwachen. In entscheidenden Momenten muß er die Führung des Flugzeuges selbst übernehmen können.

Deshalb ist es bei jeder Flugregelung unbedingt wichtig, daß eine Möglichkeit zur Entkoppelung der Anlage von den Flugzeugrudern besteht. Bei hydraulischen Rudermaschinen wird entweder der Abtriebshebel über einen Seilzug ausgeklippt oder ein Elektroventil geöffnet, das das Öl aus dem Arbeitszylinder entweichen läßt. Bei elektrischen Rudermaschinen kuppelt man einfach beide Magnetpulverkupplungen aus. Flugzeuge oder Flugkörper ohne Pilot, die von einer Bewegungsregelung geführt werden, werden vermutlich auch in Zukunft nur für militärische Zwecke oder zur Frachtbeförderung eine Rolle spielen. Flu 140

Elektronengehirne helfen Probleme des Flugzeugbaues zu lösen

Theorie und Anwendung der Kybernetik

DK 621.139
681.14—523.8

Von Dipl.-Ing. St. Hartung

Im letzten Jahrzehnt rückte die Atomkernenergie infolge ihrer vielseitigen Anwendungsmöglichkeiten zu friedlichen und kriegerischen Zwecken immer mehr in den Blickpunkt des allgemeinen Interesses. Große bedeutsame Fortschritte hat aber auch die Entwicklung der Kybernetik gemacht, einer Wissenschaft, deren praktische Anwendung zu den komplizierten Anlagen der Nachrichtentechnik führte, die der Allgemeinheit unter dem Namen „Elektronengehirne“ bekannt geworden sind. Ziel dieses Aufsatzes soll es sein, die Grundzüge der Kybernetik allgemeinverständlich zu erklären und den Aufbau der großen Rechenautomaten einschließlich ihrer Anwendung auf die speziellen Probleme der Luftfahrttechnik zu erläutern.

Der Name Kybernetik wurde von Norbert Wiener eingeführt, ist vom Griechischen *κυβερνήτης* = Steuermann abgeleitet und bedeutet die Entwicklung einer Theorie, die als eine neue Betrachtungsweise der Nachrichtentechnik zu werten ist und das Gebiet der Kontrolle, Steuerung und Rückmeldung bei Menschen und Lebewesen umfaßt. Das Ziel dieser Wissenschaft ist die Auffindung derjenigen Prinzipien, die der Funktion automatischer Maschinen und menschlicher Nervensysteme gemeinsam sind. Wiener hatte mathematisch nachgewiesen, daß jede kontinuierliche Funktion als Überlagerung von rechteckigen Einheitsimpulsen dargestellt werden kann. Dieser Nachweis entspricht den bekannten Fourier-Reihen in der Mathematik, mit denen umgekehrt eine nichtkontinuierliche Funktion als eine Überlagerung kontinuierlicher Funktionen betrachtet werden kann. Allgemein ist damit bewiesen worden, daß man jede Funktion nicht nur durch kontinuierliche, sondern auch durch abzählbar unendlich viele geeignete Funktionen darstellen kann. Deshalb ist es möglich, kontinuierliche Vorgänge mittels Methoden der statistischen Mathematik zu erfassen.

Ein solcher kontinuierlicher Vorgang ist z. B. auch die Übertragung von Nachrichten. Als Informations- oder Nachrichtenvorgang kann jede Steuerung von Energie, jeder von einem Organismus oder einem Gerät ausgesandter oder empfangener Impuls gelten. So faßte z. B. Wiener die Nervenleitung als einen Übertragungsvorgang im Sinne einer Energiesteuerung auf. Diesen Vorgang kann man sich vereinfacht folgendermaßen vorstellen: Der Prozeß der Energieauf- und -entladung findet in den Nervenzellen als Elementarorganen statt. Der anfängliche

Willensimpuls wird über den Übertragungsweg des Nervensystems den entsprechenden Muskeln zugeführt, die daraufhin die gewollte Aktion ausführen.

Wie wir gesehen haben, muß der Begriff „Nachrichtentechnik“ verallgemeinert werden. Bezeichnete man ursprünglich Schrift, Sprache usw. als Nachrichten, die der menschliche Geist formte, so muß man jetzt im übertragenen Sinne jede physikalische Zustandsänderung, die sich vielleicht durch veränderte Drehzahl eines Motors oder eine Druckerhöhung eines hydraulischen Systems äußert, als Nachrichtensender auffassen. Der Empfänger dieser Nachrichten ist nicht mehr der Mensch, sondern ein Objekt, ausgerüstet mit einem künstlichen Sinnesorgan. Als einfachste Nachrichtensysteme Objekt zu Mensch bzw. Mensch zu Objekt seien selbsttätige Feuermeldeanlagen und die Selbstwählanlagen der Post angeführt.

Von größter Wichtigkeit jedoch sind die Nachrichtensysteme, die ohne menschliche Hilfe arbeiten, Nachrichten also von Objekt zu Objekt übertragen. Das Arbeitsprinzip solcher Systeme ist folgendermaßen: Eine von außen kommende Information wird durch ein künstliches Sinnesorgan, den Informationsempfänger, aufgenommen und in ein Signal umgewandelt. Dieser Impuls fließt einem Informationswandler zu, der das Signal in ein Kommando umformt. Das Kommando betätigt z. B. einen Servomotor, der den Befehl ausführt. Die Analogie beim Menschen: Das Sinnesorgan nimmt eine Nachricht auf und gibt sie als Nervenstrom zum Gehirn. Die Überlebensreaktion des Gehirns wird als Nervenstrom zum Arm weitergeleitet, welcher die Aktion ausführt. Dem Informationswandler, in der Arbeitsweise dem menschlichen Gehirn entsprechend, können gleichzeitig mehrere Informationen zugeführt werden, die in Kommandos umgewandelt ein System Servomotoren steuern (Bild 1). Gegenüber der früheren einfachen Informationssysteme können wir diese schon als denkende Automaten bezeichnen, da der Informationswandler die einlaufenden Nachrichten sammelt, speichert und zu Kommandos verarbeitet. Das Speicherwerk, vergleichbar mit dem menschlichen Gedächtnis, ist der wichtigste Teil der Anlage. Eine ebenfalls neue Funktion dieser denkenden Automaten ist die Rückkopplung. Man kann sie sich so vorstellen: Das Kommando des Informationswandlers hat eine bestimmte Aktion ausgelöst. Diese Aktion wird nun selbst zum Nachrichtensender und gibt ihr Signal an den Informationswandler zurück, der durch neue Kommandos die bereits eingeleitete Aktion weiter regeln kann. Das heißt also, daß der Informationswandler selbst die Kontrolle über die Ausführung seiner Kommandos übernimmt.

In den letzten Jahren wurden die Informationswandler mit ihren Speicherwerken immer weiter vervollständigt, so daß wir heute bereits über eine Hilfskraft verfügen, die komplizierte Rechenoperationen durchführt, für die Mathematiker Jahre brauchen würden: das Elektronengehirn oder die elektronische Rechenmaschine. Diese Rechenmaschine arbeitet nicht wie

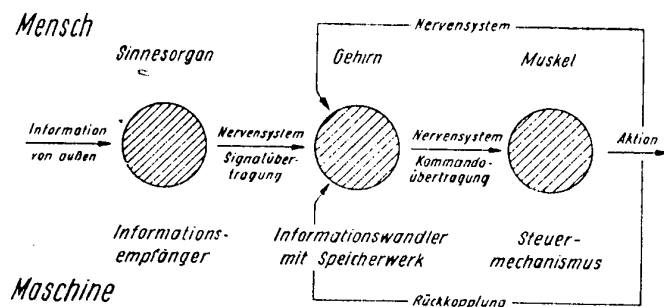


Bild 1. Schema einer Informationsübertragung

die mechanischen Geräte durch Bewegung von Zahnrädern, sondern, wie der Name schon sagt, mit elektrischen Impulsen in Elektronenröhren. Hierdurch kennt das Zahlensystem beispielsweise nur zwei Ziffern: Null = kein Impuls und Eins = Impuls. Alle Zahlen, mit denen die Maschine operieren soll, werden auf diesen beiden Ziffern aufgebaut. Die elektrischen Gedächtnisse zur Speicherung von Eingangsinformationen, Zwischen- und Endergebnissen werden als ferromagnetische Speichermatrizen, Magnetbandspeicher oder Laufzeitspeicher ausgebildet. Da die Elektronenröhren praktisch träge arbeiten, führen diese Automaten alle Rechenoperationen wesentlich schneller aus als die bekannten mechanischen Rechenmaschinen und menschliche Rechner. Einem solchen Rechenroboter können z. B. 10000 zehnstellige Zahlen, die addiert werden sollen, als Information zugeführt werden. Die Zahlen werden in Impulse verwandelt, gespeichert, addiert und das Ergebnis elektrischen Schreibmaschinen zugeführt. Die Addition dieser 10000 zehnstelligen Zahlen würde der Automat in einer Sekunde erledigen. Ein Mensch müßte bei täglich achtstündiger ununterbrochener Tätigkeit vier Tage lang addieren.

Die Maschinen sind programmgesteuert, das heißt die Informationen werden dem Automaten mittels Lochkarten oder Magnetbändern zugeführt. Die Programmierung kann für spezielle Rechenoperationen, wie z. B. die Lösung eines nichtlinearen Problems, langwierig und kostspielig sein, obwohl die Kosten der Programmierstunde relativ niedrig sind. Der Einsatz dieser großen Rechenautomaten ist deshalb überall dort vertretbar, wo langwierige und schwierige Rechenoperationen nach gewissen sich oft wiederholenden Schemata, deren Magnetbänder in der Programmbibliothek vorhanden sind, durchgeführt werden. Es sind nicht etwa allein die Rechenstunden, die durch diese Maschinen eingespart werden und ihren Einsatz deshalb wirtschaftlich gestalten. Vielmehr ist den Entwicklungsbüros der Wissenschaft und Industrie ein Automat in die Hände gegeben worden, der es ermöglicht, die Probleme exakt zu erfassen, die bisher aus Zeitmangel nur sehr vereinfacht gerechnet werden konnten, um die Entwicklungszeiten für eine Konstruktion nicht ins Endlose zu verlängern.

In Heft 32, 1957 der Zeitschrift „Der Bauingenieur“ wird der eben in Betrieb genommene neue Rechenautomat, gebaut von der amerikanischen Firma Remington Rand, näher beschrieben. Diese Anlage wurde in Frankfurt am Main mit einem Kostenaufwand von sieben Millionen DM aufgestellt und ist zur Zeit die größte ihrer Art in Europa. Alle mathematischen Operationen, wie z. B. Integration, Differentiation, Lösen von einfachen und partiellen Differentialgleichungen sowie die Auflösung linearer Gleichungssysteme, werden von dieser Anlage bewältigt. Die Rechenzeiten und die Befehle zur Ausführung der einzelnen Rechenoperationen werden über eine Spezial-Schreibmaschine oder einen Lochkartenumwandler auf ein Magnetband übertragen, welches die einzelnen Zeichen an das Rechenwerk weitergibt. Allgemein werden die Rechenergebnisse, sofern keine höhere Genauigkeit gefordert wird, auf zehn Dezimalstellen genau angegeben. Interessant sind die Ausführungen in dem erwähnten Artikel, die sich mit der Kostenfrage beschäftigen. Sechs Minuten Rechenzeit kosten etwa 180,— DM. Eine Rechenstunde muß mit 1470,— DM bezahlt werden. Diese Kosten setzen allerdings voraus, daß die Programmierung bereits vorhanden ist. Der Automat benötigt zur Lösung einer Matrix mit 50 Unbekannten 1 Stunde 15 Minuten, bei 300 Unbekannten 171 Stunden. (Ein Mensch würde eine Matrix mit 10 Unbekannten erfahrungsgemäß in zwei Tagen lösen. An ein System mit 300 Unbekannten würde er nicht im Traume zu denken wagen.)

In der Zeit nach dem zweiten Weltkrieg wurde die Entwicklung der Luftfahrttechnik gewaltig vorwärts getrieben. Dieser Entwicklung standen als „Hilfsgeister“ die Elektronenrechenmaschinen zur Seite, die einen Teil der theoretischen Arbeiten übernahmen (Bild 2). Dem Aerodynamiker stehen elektrische Modelle dreidimensionaler Strömungsvorgänge zur Verfügung, Spezialanlagen dienen der Tragwerks- und Propellerberechnung, dem Triebwerksaerodynamiker wird bei der Wahl der Strömungsführung und bei der Bemessung der Verdichter- und Turbinenschaufeln geholfen. Flugbahnberechnungen für ferngelenkte Raketen (einschließlich der Kreisbahnbewegung der künstlichen Erdsatelliten, die im Geophysikalischen Jahr 1957 in den Welt- raum befördert werden) werden genauso durchgeführt wie Temperaturfeldprobleme. Von besonders hohem Wert sind die

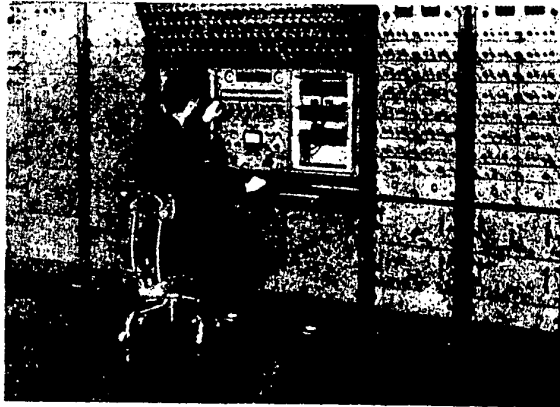


Bild 2. Elektronische Analog-Rechenmaschine

Analog-Rechengeräte für die Festigkeits- und Stabilitätsprobleme der Statik. Hochgradig statisch unbestimmte Systeme sowie komplizierte Knick- oder Beuluntersuchungen, bisher unter vereinfachten Bedingungen untersucht, um den Rechenaufwand in erträglichen Grenzen zu halten, werden jetzt der praktischen Rechnung zugänglich. In England wird bereits jetzt der größte Teil der Festigkeitsrechnung sowie der Schwingungs- und Flattererscheinungen am Flugzeug durch elektronische Anlagen gelöst. In den USA arbeiten rd. 400 Analog-Rechenmaschinen, davon der überwiegende Teil in den Forschungszentren und den Werken der Flugzeugindustrie. Die Anwendung dieser Anlagen geht jedoch noch weiter. Elektrische Simulatoren leisten große Dienste bei der Lösung flugmechanischer Probleme. Durch diese Automaten ist es möglich geworden, bei Vorgabe der aerodynamischen Koeffizienten die voraussichtlichen Flugeigenschaften eines Flugzeuges zu bestimmen und durch Änderung der einzelnen Faktoren das Optimum zu erzielen.

Selbst bei der Flugzeugführerausbildung haben sich die Analog-Rechengeräte große Verdienste erworben. Elektronische Simulatoren schulen die Flugzeugführer, bevor diese das spezielle Flugzeugmuster fliegen. Das Flugzeugmuster wird mit all seinen Leistungen durch ein System von Gleichungen erfaßt, das dem Rechenautomaten zugeführt wird. Der Flugzeugführer findet in einer der Wirklichkeit nachgebildeten Flugzeugführerkabine die gesamten Steuerorgane und Instrumente des von ihm später zu fliegenden Flugzeugmusters wieder. Jeder Steuereingriff verändert nun auf elektrischem Weg das Gleichungssystem des Rechenautomaten, der sofort alle Abweichungen an den Instrumenten anzeigt bzw. als veränderten Steuerdruck dem Piloten spürbar macht. Auf diese Weise ist es möglich, die kompliziertesten Flugzustände sowie die verschiedensten Blindlande-

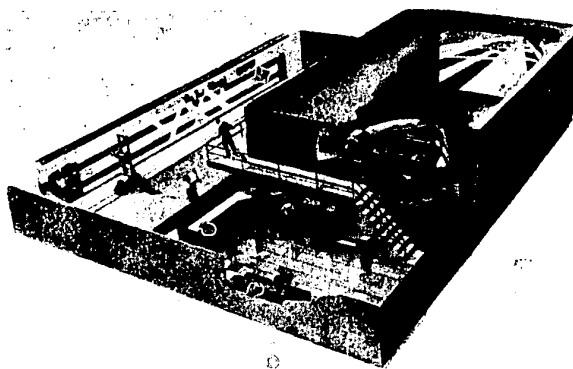


Bild 3. Flugsimulator (DC-8) zur Schulung der Flugzeugführer

verfahren durchzuführen. Speziell für die Ausbildung der Flugzeugführer der DC-8 konstruiert, lassen sich durch eine Fernsehapparatur in Verbindung mit dem elektronischen Rechengarät vor die Flugzeugführerkabine die wirklichkeitstreuen Bilder der Landebahn projizieren, die der Flugzeugführer in allen An-

schwebephasen sieht (Bild 3). Selbst die verschwindende Sicht beim Anflug infolge Nebel oder Regen läßt sich im Bild vortäuschen.

Es existiert ferner eine Anlage, die es ermöglicht, Polarflüge zu simulieren. Durch die besonderen Eigenheiten der Polarnavigation wurde dieser Simulator zu einem wichtigen Ausbildungsgerät derjenigen Besatzungen, die Polarflüge durchführen müssen.

Hier in der Deutschen Demokratischen Republik stehen wir erst am Anfang der Flugzeugentwicklung. Ansätze zum Bau von elektronischen Rechenautomaten und ähnlichen Geräten sind beim VEB Carl Zeiss Jena und an der Technischen Hochschule Dresden vorhanden. Hoffen wir, daß diese Entwicklung bald so weit fortgeschritten ist, daß auch unserem Industriezweig für die Lösung seiner speziellen Probleme elektronisches Rechengarät zur Verfügung gestellt werden kann.

Literatur:

- Electronics 1956, Juni, Seite 122.
ETZ Elektrotechnische Zeitschrift 1956, Nr. A 13, Seite 421 und Nr. 21, Seite 799.
Fernmeldepraxis 1956, Nr. 12, Seite 465.
Interavia 1956, Nr. 10, Seite 797 und Nr. 11, Seite 903.
Elektronische Rundschau 1956, Nr. 2, Seite 42.

Molybdändisulfid (MoS_2) als Schmiermittel

Betrachtungen und Stand der Entwicklung

Von Ing.-Chem. J. Schneider

DK 546.774.221
621.892
661.877.517

Die steigenden Anforderungen der modernen Luftfahrt erfordern eine Weiterentwicklung der Werkstoffe und somit auch eine Steigerung der Qualität und Leistungsfähigkeit der Schmiermittel. Die bekannten üblichen Mineralöle und synthetischen Öle genügen nicht mehr den Ansprüchen der Hochdruckschmierung, und ihre Leistungsgrenzen können nur durch geeignete Zusätze, sogenannte Additives, verbessert werden. Neben den herkömmlichen Schmiermitteln und solchen, die auf Gleitflächen zur Bildung neuer chemischer Oberflächenverbindungen oder Hochdruckbeläge führen, findet man eine besondere Gruppe von Schmiermitteln, wie Graphit, Talg und Metallseifen, die selbst mit den metallischen Oberflächen chemisch nicht reagieren und deren besondere Eigenschaften auf Grund ihrer Kristallstruktur und geringen Scherfestigkeit eine Berührung der Unebenheiten der Gleitflächen weitgehend verhindern. Diese Schmiermittel haben besondere Eigenschaften, erfüllen aber nicht alle Forderungen der modernen Technik. Wesentlich besser verhält sich ausreichend reines Molybdändisulfid¹⁾, das sich in den letzten Jahren als hochwertiges Schmiermittel für Sonderzwecke in der Schmiertechnik besonders bewährt hat.

Vorkommen und Gewinnung

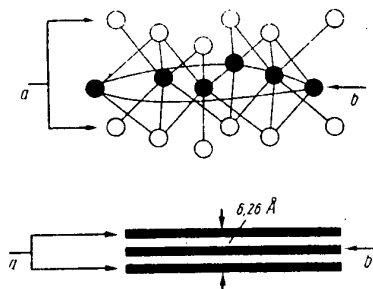
Molybdänglanz ist der Hauptrohstoff für die Molybdängewinnung. Er kommt als Nebenprodukt vorwiegend in saurem Eruptivgestein (Granit), in Syenit, Gneis und gelegentlich in körnigem Kalk vor. In der Deutschen Demokratischen Republik findet man Molybdänglanz in geringen Mengen bei Altenburg und Rode- wisch i. V. Durch Schwimmaufbereitung wird das MoS_2 aus dem

gemahlenen Roherz auf 85 bis 90% angereichert. Das für Schmierzwecke verwendete Molybdändisulfid muß von allen reibenden Bestandteilen befreit sein und daher einem kostspieligen Reinigungsprozeß unterworfen werden, da bereits ein geringer Prozentsatz an Gangart den Schmierfilm zerstört.

Physikalische und chemische Eigenschaften

Molybdändisulfid bildet silbergraue, metallisch glänzende, dünne, sehr biegsame, weiche, lamellenartige Plättchen, die sich talkig anfühlen. MoS_2 kristallisiert im hexagonalen System, hat eine Härte von 1 bis 1,5 nach Mohs, ein spezifisches Gewicht von

Bild 1. Molekülstruktur und Schema der lamellaren Struktur
a Schwefelatome
b Molybdänatome



4,8 g/cm³ und einen Schmelzpunkt von 1185°C. Für Schmierzwecke verwendetes Molybdändisulfid ist nicht leitend, unmagnetisch und weist korrosionshemmende Eigenschaften auf. Seine gute Schmierwirkung ist durch den gitterförmigen Kristallaufbau (Schichtgitter) bedingt. In einer Elementarlamelle (Bild 1) befinden sich die Molybdänatome in einer Ebene und sind auf beiden Seiten von je einer Schicht Schwefelatome im Abstand von 1,54 Å

¹⁾ Hersteller: VEB Elektrochemisches Kombinat Bitterfeld. Forschungsstelle: Bergakademie Freiberg, Institut für Organische Chemie, Chemie der Kohle und Öle, Ltg. Prof. Dr. Dierichs.

(1 Å = 0,0000001 mm) umgeben. Die Dicke dieser drei Atom-schichten beträgt 6,24 Å, so daß ein Schmierfilm von 0,025 μ (1 μ = 0,001 mm) aus 40 Moleküllagen mit 39 gleitenden Spalt-flächen und je einer Haftfläche an den Oberflächen des Films besteht. Solche „Pakete“ von Elementarlamellen liegen ungeordnet im kompakten MoS₂ vor. Schichtgitter vom Typus des Molybdändisulfids entstehen immer dann, wenn stark polari-sierende Kationen mit leicht polarisierbaren Anionen kom-biniert sind. Daraus ergibt sich, daß die Molybdän-Schwefel-Bindung stärker als die Schwefel-Schwefel-Bindung ist. Im MoS₂-Gitter (Bild 2) sind die Anionenseiten einander zugekehrt. Durch die gegenseitige Abstoßung tritt eine Auflockerung der Schwefel-Schwefel-Bindung und damit eine leichte Spaltbarkeit senkrecht zu der Schwefel-Schwefel-Brücken des Gitters ein. Daraus wird verständlich, warum die Elementarlamelle des MoS₂ als besonders stark zusammenhängendes Bauelement auftritt.

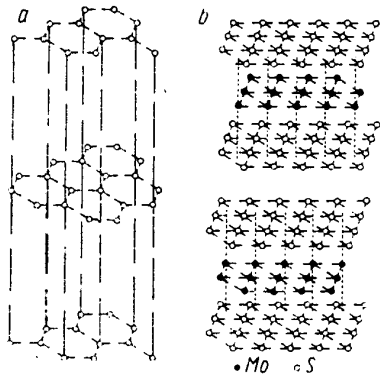


Bild 2. Gitteraufbau
a Graphit-Gitter
b MoS₂-Gitter

Der bereits für Schmierzwecke bekannte Graphit kristallisiert ebenfalls im hexagonalen Kristallsystem, wobei sich die Kristalle nach der Basisebene orientieren. Bei einem Graphit-schichtgitter ist jedes C-Atom von fünf C-Atomen umgeben, wobei drei in einem Abstand von 1,45 Å mit dem Zentralatom in einer Ebene liegen, während die beiden anderen bereits zu den benachbarten Schichtgittern gehören. In etwas größerem, aber unter sich wieder gleichem Abstand, nämlich 2,46 Å, umgeben in der gleichen Ebene noch 6 C-Atome das vorher erwähnte C-Atom. Der Abstand zweier Schichten beträgt 3,35 Å. Der wesentlichste Unterschied im Kristallaufbau von Molybdän-disulfid und Graphit besteht darin, daß bei Molybdändisulfid verschiedene Atomarten am Aufbau beteiligt sind, woraus sich die leichtere Verschiebbarkeit der Schichten gegenüber dem Graphit ergibt.

Verglichen mit anderen sulfidischen Mineralien ist Molybdän-disulfid sehr beständig und reaktionsträge. Die chemische Beständigkeit ist außerordentlich hoch. Außer wenigen Säuren (heißer konzentrierter Salzsäure, Salpetersäure und Königswasser) sowie Fluor, Chlor und Brom widersteht MoS₂ nahezu allen Chemikalien. In Wasser, Erdöl, synthetischen Ölen und den üblichen Lösungsmitteln ist es unlöslich. Bei Einwirkung von reinem Sauerstoff wird Molybdändisulfid bereits bei Zimmer-temperatur zu MoO₃ und SO₂ oxydiert, während der atmosphä-rische Sauerstoff erst bei 450° C Veränderungen hervorruft.

Molybdändisulfid als Schmiermittel

Molybdändisulfid geht im Gegensatz zu den meisten Additiven mit dem Schmiermittel und der Metalloberfläche keine chemische Bindung ein. Seine Wirkungsweise beruht vielmehr auf mecha-nisch-adsorptiver Haftung durch starke atomare Kräfte, wobei die äußeren Schwefelatome die Haftfähigkeit an metallischen

Oberflächen bedingen und die Grundlage für die Filmbildung sind.

Molybdändisulfid bildet einen festhaftenden, druckbeständigen, zerreißfesten und deformierbaren Schmierfilm, der bei höchster Beanspruchung vor Verschleiß schützt, einen Metall-an-Metall-Kontakt verhindert und Notlaufeigenschaften bei normaler Schmiering übernimmt. Die Teilchengröße der MoS₂-Kristalle ist im Zusammenhang mit der Oberflächengüte der zu schmierenden Werkstoffe wesentlich, da an rauen Oberflächen nur ver-hältnismäßig große, an glatten Oberflächen aber nur kleinste Teilchen haften. Die Rauigkeit der Oberflächen sollen durch die MoS₂-Lamellen ausgefüllt werden, die dann einen Schmierfilm aufbauen. Die Schmierwirkung liegt im Temperaturbereich von -70 bis 450° C. Bei relativ geringem Luftzutritt, z. B. bei Schraubverbindungen, kann man Molybdändisulfid bis zu 650° C anwenden. Seine Schmierfähigkeit soll noch bei Drücken von etwa 20000 kg/cm² vorhanden sein, also weit über der Fließ-grenze der bekannten Metalle und Legierungen. Die Schmier-filmbildung beim Graphit beruht auf dem Vorhandensein eines Feuchtigkeits-Adsorptionsfilms auf der Lamellenoberfläche, der zum Gleiten der Schichten gegeneinander erforderlich ist. Bei hohen Temperaturen und auch im Vakuum ist Graphit aus diesen Gründen unwirksam und der Reibungskoeffizient kommt dem der Metalle gleich.

Die Überlegenheit des Molybdändisulfids bezüglich der Reibung gegenüber anderen Schmiermitteln läßt sich deutlicher aus den Reibungszahlen fester Beläge von MoS₂ auf Stahloberflächen erkennen. Die Abhängigkeit der Reibungszahlen eines Molybdän-disulfidfilms bei hohen Gleitgeschwindigkeiten und großen Belastungen wird im Bild 3 wiedergegeben. (Diese Werte sind aus einer Veröffentlichung über MoS₂ von Prof. Spengler über-nommen.) Bei der dort angewandten Versuchsanordnung ent-sprechen 169 g bis 1543 g der Anfangsbelastung von 7600 bis 15800 kg/cm². Aus dem Bild ist zu ersehen, daß bei zunehmenden Gleitgeschwindigkeiten die Reibungszahl μ abnimmt und bei großen Belastungen praktisch unbeeinträchtigt von der Belastung bleibt. Diese interessante Erscheinung läßt bei dem lamellen-artigen Aufbau der MoS₂-Kristalle darauf schließen, daß die Reibungseigenschaften des Molybdändisulfids mit der Orien-tierung seiner Kristalle zusammenhängen. Elektronenmikrosko-

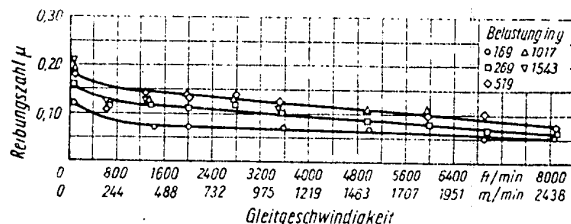


Bild 3. Abhängigkeit der Reibungszahl eines MoS₂-Belages von der Gleitgeschwindigkeit und der Belastung

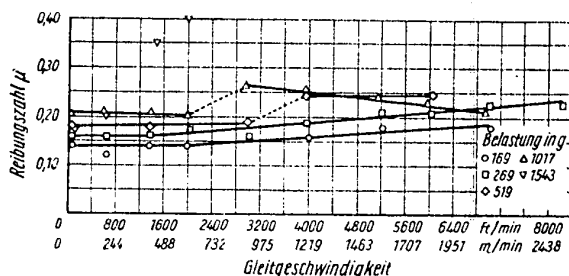


Bild 4. Abhängigkeit der Reibungszahl eines Graphit-Belages von der Gleitgeschwindigkeit und der Belastung

pische Untersuchungen der Beläge zeigten die überwiegend parallele Ausrichtung zur Metalloberfläche.

Beim Graphitbelag (Bild 4) vermißt man schon bei kleinen Belastungen den Abfall der Reibungszahl mit zunehmender Gleitgeschwindigkeit und bei etwa 610 m/min nimmt diese sogar stetig zu. Bei 1017 g Belastung und einer Gleitgeschwindigkeit von 914 m/min nähert sich der Kurvenverlauf dem des trockenen Stahls.

Im Bild 5 werden nachstehende Reibungszahlen bei einer Belastung von 269 g gegenübergestellt:

- a für einen MoS₂-Film,
- b für einen Graphit-Film,
- c für einen trockenen Stahl und
- d für einen mit reiner Ölsäure geschmierten Stahl.

Molybdändisulfid erweist sich bei der Reibungsverminderung genauso wirksam wie die Ölsäure, die eines der besten polaren Grenzschmiermittel ist.

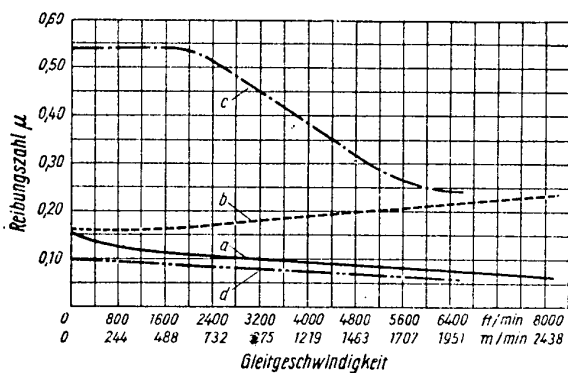


Bild 5. Vergleich der Reibungszahlen
a für MoS₂-Belag c für trockenen Stahl
b für Graphit-Belag d für mit reiner Ölsäure geschmierten Stahl

Die Abhängigkeit der Reibungszahl von der axialen Belastung bei Einpreßversuchen unter gleichen Bedingungen ist dem Bild 6 zu entnehmen. Es handelt sich dabei um den Höchstdruck, der zum völligen Einpressen eines Bolzens bei der Verwendung von Schmiermitteln erforderlich ist. Der in dem Bild schraffierte Teil stellt den Schleifrieffenbereich dar. Der niedrige Einpreßdruck und die völlige Einpassung ohne Riefenbildung lassen die Vorteile des Molybdändisulfids gegenüber den anderen Schmiermitteln deutlich erkennen.

Die technische Anwendung von Molybdändisulfid

Die Voraussetzung für die Erzielung einer guten Molybdändisulfidschmierung ist die Herstellung lückenloser Überzüge, wobei Hohlräume, sowie Luft- und Gaseinschlüsse zu vermeiden sind. Die zur Schmierung vorgesehenen Flächen müssen vor der Behandlung mit Molybdändisulfid einer besonderen Reinigung unterzogen werden, um eine bessere mechanisch adsorptive Haftung auf der Metalloberfläche zu gewährleisten. Entsprechend den Erfahrungen erzielt man das durch mechanische Reinigung und anschließende Nachbehandlung mit Lösungsmitteln (z. B. Reinbenzin oder Trichloräthylen). Da frische Spaltflächen von Molybdändisulfid-Kristallen eine besonders hohe Affinität zu Metallflächen zeigen, werden derartige Oberflächenfilme leichter gebildet, sobald eine Zerteilung der Kristalle an den Metalloberflächen durch intensives Einarbeiten oder durch geeignete mechanische Aufbringungsverfahren erfolgt. Sind die auftretenden Beanspruchungen infolge gleitender und rollender Reibung derart, daß die MoS₂-Plättchen in sich selbst gespalten sind und

sich planparallel und lückenlos zur Metalloberfläche orientieren können, dann bedarf es keiner besonderen Aufbringungsverfahren. Diese idealen Bedingungen der Filmbildung sind bei schweren Werkzeugmaschinen, Gleitlagern, Führungen und Bahnen, Körnerspitzen und Supporten gegeben. Bei Wellen, Lagern und sonstigen beweglichen Teilen hat sich ein Einlappen besonders bewährt. Dabei wird nach dem Auftragen des MoS₂-Films durch langsames Anlaufen bis zur gewünschten Drehzahl ein äußerst festhaftender Schmierfilm gebildet, der Notlaufeigenschaften besitzt und im Gebiet der Mischreibung Anfrassungen, Schweißen und Abrieb stark vermindert. Es hat sich gezeigt, daß derartige festhaftende Filme zu Veränderungen in der Metalloberfläche führen und ohne Materialzerstörung nicht mehr entfernt werden können.

Molybdändisulfid wurde zunächst in der Praxis als Trockenschmiermittel eingesetzt und erlangte Bedeutung in Fällen, in denen Flüssigkeitsfilme wegen Kälte und Hitze versagen bzw. geschmierte Mechanismen gegen Verharzung empfindlich sind. Besonders vorteilhaft hat sich die Anwendung von MoS₂ bei Einlaufvorgängen aller Art erwiesen. Die vorhandenen Unebenheiten werden hierbei durch Abtragen der Oberflächenspitzen ausgeglichen, und die MoS₂-Lamellen orientieren sich so, daß eine vollkommene Abschirmung der positiven Rauigkeit stattfindet. Dieser Vorgang ist mit einer mechanischen Verformung zu vergleichen. Der Molybdändisulfidfilm begünstigt die Laufeigenschaften der Maschinen und garantiert beim Fehlen und Versagen der vorgesehenen Öl- und Fettschmierung die Notlaufeigenschaften.

Der Triebwerksbau erlaubt auf dem Gebiet der Kolben- und Strahltriebwerke zahlreiche Anwendungsmöglichkeiten von Molybdändisulfid als Ergänzung der hydrodynamischen Schmierung. Durch das Molybdänisieren der Kolben, Zylinderlaufbahnen, Ventilschäfte, Stößelstangen, Nocken, Zahnflanken usw. sind nicht nur Verbesserungen der Laufeigenschaften zu erwarten, sondern auch verminderter Verschleiß und eine beachtliche Erhöhung der Betriebszeiten. In der kritischen Startperiode, d. h. in den ersten fünf Minuten nach dem Start des Motors, tritt der kritische Zustand der Grenzreibung bzw. Mischreibung zwischen Kolben- und Zylinderwandung sowie an verschiedenen Bauteilen ein, da das Öl noch keinen tragfähigen Schmierfilm aufgebaut hat. Durch einen geeigneten Molybdändisulfidfilm wird

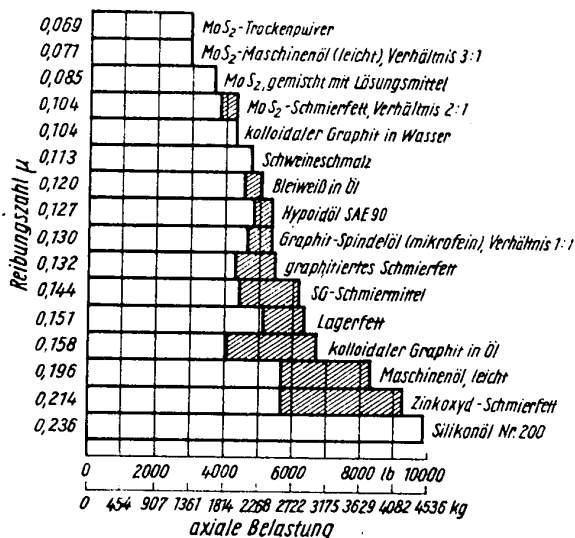


Bild 6. Abhängigkeit der Reibungszahl von der axialen Belastung bei Einpreßversuchen mit verschiedenen Schmiermitteln

ein Metall-an-Metall-Kontakt verhindert. Die Einlaufvorgänge neuer Motoren lassen sich bei Anwendung von MoS_2 wesentlich sicherer beherrschen und die Einlaufzeiten zum Teil wesentlich verkürzen. Die Auswertung der Versuche von Kramm ergaben, daß die mit Molybdändisulfid behandelten Motoren etwa die 1,5- bis 2,5-fache Zeit gefahren werden konnten, ehe Erscheinungen eintraten, die das Ausfallen einzelner Teile befürchten ließen, wobei die Notlaufeigenschaften des MoS_2 -Films hinreichend nachgewiesen werden konnten. Zur Bildung und zur Erneuerung des Molybdändisulfidfilms haben sich im Motorenbau neben dem MoS_2 -Pulver Suspensionen von 1 bis 3% MoS_2 in Motorenölen bewährt.

Ein besonderes Problem im Flugzeugbau bildet die durch Dauervibrationsbeanspruchung begünstigte Reiboxydation an verschiedenen Triebwerks-Paßteilen und das Verschweißen und Fressen von Schraubverbindungen bei hohen Temperaturen. Gegen alle Art von Passungsrost und Freßerscheinungen an Verschraubungen erwiesen sich MoS_2 -Produkte als ausgezeichnetes Gegenmittel.

Die Triebwerke werden nach genau festgelegten Betriebszeiten einer Demontage unterworfen. Um größere Sicherheit zu gewährleisten, ersetzt man Kugel- und andere Lager, welche meist in Gehäusebohrungen eingepreßt sind, unabhängig von der Betriebsdauer durch neue. Mit den bisherigen Schmiermitteln konnte nicht verhindert werden, daß z. B. beim Einpressen eines Lagers die Bohrungen durch Freßstellen beschädigt und wieder nachgearbeitet werden mußten. Durch einfaches Einreiben der Oberflächen beider Teile mit MoS_2 können Lager leicht eingepreßt werden, ohne daß eine Nacharbeit an den Gehäuseteilen notwendig ist. Die Anpreßdrücke sind entsprechend den niedrigen Reibungskoeffizienten (Bild 6) bei gleichen Toleranzen bedeutend kleiner.

Auch bei Preßsitzpassungen, die durch Aufpressen unter hohen Drücken zustande kommen, liegen die Bedingungen der Filmbildung gleich günstig.

Bei Kugel- und Rollenlagern wird durch Verwendung von Molybdändisulfid der Ein- und Ausbau der Laufringe und das Aufziehen der Spannhülsen der Pendelrollenlager erleichtert. Die Behandlung von Zahnflanken mit MoS_2 hat sich bis zu den schwersten Getrieben erfolgreich bewährt.

In allen Fällen, in denen eine Druckbehandlung nicht möglich ist, muß der Film zuvor in geeigneter Weise, gegebenenfalls unter Anwendung eines Trägers, hergestellt werden. In der Praxis haben sich neben anderen MoS_2 -Produkten ebenfalls pastöse Mischungen auf der Basis von Spezialölen bewährt. Der geringe Ölanteil hat dabei die Funktion eines Bindemittels. Auch in diesen Fällen genügt das Aufbringen einer dünnen Schicht zur Bildung des Schmierfilms; denn das Molybdändisulfid kommt erst dann zur Wirkung, wenn der Ölfilm weggedrückt wird und die Bedingungen der Flüssigkeitsreibung nicht mehr gelten. Die höchste Wirksamkeit wird also erzielt, wenn der Ölanteil so gering ist, daß die MoS_2 -Teilchen von einem Ölhäutchen gerade umhüllt sind.

Einen gut haftenden Schmierfilm erzielt man durch Auftragen des MoS_2 -Pulvers in rotierenden Trommeln. Dieses Verfahren hat sich in der Praxis als äußerst wirtschaftlich und einfach erwiesen, um auf Kleinteilen oder besonders geformten Werkstücken einen Trockenschmierfilm zu erzeugen. Mittels geeigneter Trägerkörper (Kugeln, Stahlzapfen, Hartgußschrot, Nadelbolzen usw.), die zuvor mit MoS_2 -Pulver vorgetrommelt werden, können in einem Arbeitsgang festhaftende MoS_2 -Schichten erzeugt werden. Für den allgemeinen Maschinenbau genügt ein Einarbeiten eines MoS_2 -Überzuges von Hand mittels eines Leinenlappens, Pinsels oder Schwämmchens. Ein Auftragen mit einem Lederlappen ist nicht zu empfehlen, da es hierbei zu keiner Filmbildung kommt.

Die Ursachen scheinen in der statischen Aufladung mit Reibungselektrizität beim Reiben des Leders im Auftragungsprozeß zu liegen, wobei die MoS_2 -Teilchen am Leder haften bleiben. Der aufzuwendende Druck zur Erzeugung des Haftfilms wurde mit etwa 12 kg/cm^2 ermittelt, wobei ein Einreiben die Haftfestigkeit wesentlich fördert. An Maschinenteilen, die ein Haften des Pulvers erschweren, hat sich ein Aufsprühen einer etwa 2%igen Suspension von MoS_2 in Aceton oder Methanol und die Erzeugung eines Schmierfilms durch Ultraschall aus Suspensionen bewährt.

In allen Fällen, in denen Naß-Schmierfilme nicht anwendbar sind und das Aufbringen von trockenem MoS_2 -Pulver mit Schwierigkeiten verbunden ist, kommen Molybdändisulfid-Sondertypen auf Kunstharz- bzw. Lackbasis zur Anwendung. Gegenüber den Schmierfilmen, wie sie bei der Verwendung von MoS_2 als Pulver oder Pasten erzielt werden, zeichnen sich die Kunstharzlackfilme durch die Vergrößerung der Filmdicke und eine größere Schmierstoffmenge auf der Oberfläche aus, wobei das natürliche Haftvermögen des direkt an der Oberfläche haftenden MoS_2 -Films durch das Harzbindemittel wesentlich unterstützt wird. Solche festen Überzüge ergeben eine den Reibungskoeffizienten herabsetzende Trockenschmierung. Auf diese Weise ist es möglich, einen großen Vorrat an MoS_2 auf der Gleitstelle zu konzentrieren. Da der Lack gleichmäßig verteiltes Molybdändisulfid enthält, wird bei eintretendem Verschleiß immer neuer MoS_2 freigelegt werden, so daß eine laufende Nachschmierung gewährleistet ist. Bei Dauerbetrieb kann eine einmalige Aufbringung dieser Schmierfilme für die Lebenszeit der Maschine ausreichen.

Schlußbetrachtung

Nachdem es gelungen ist, ein Molybdändisulfid mit ausreichendem Reinheitsgrad herzustellen, stehen seiner heutigen Anwendung in der Schmiertechnik keine Bedenken mehr entgegen. Molybdändisulfid verdankt seine Schmiereigenschaften in erster Linie seiner Kristallstruktur (Schichtgitter) und nimmt in der Schmiertechnik eine gewisse Sonderstellung im Gegensatz zu den üblichen Schmiermitteln und deren Additiven ein. Auf Grund seiner hohen Druck- und Temperaturbeständigkeit sowie besonderen Schmiereigenschaften ist es dort als Schmierstoff einzusetzen, wo die Leistungsgrenzen normaler Schmiermittel überschritten werden. Überzüge von Molybdändisulfid bilden bei hohen Druckbeanspruchungen oder hohen Umlaufgeschwindigkeiten eine Schmierstoffreserve mit den ihr eigenen Notlaufeigenschaften. Bei der Verwendung von Molybdändisulfid in Verbindung mit Ölen und Fetten ist eine genaue Kenntnis der Materie erforderlich. Die Entwicklung der besten Mischungsverhältnisse zwischen Öl- und Fettstoffen in Verbindung mit MoS_2 ist noch nicht abgeschlossen und muß für den jeweilig gewünschten Schmierzweck erst erarbeitet werden. Das Gebiet der Molybdändisulfidschmierung ist — wenn auch bereits eine Vielzahl praktischer Erfahrungen und Anwendungsgebiete, die an dieser Stelle nicht alle genannt werden konnten, vorliegen — bei weitem noch nicht abgeschlossen.

Literatur

- Spengler, G.: Erdöl und Kohle (1954), Nr. 3, S. 156
- Spengler, G.: ZVDI (1954), Nr. 20, S. 683
- Spengler, G.: ZVDI (1954), Nr. 17/18, S. 506
- Schettlich, O.: Maschinenbautechnik (1957), Nr. 3, S. 149
- Wei J. F.: Werkstoff und Korrosion (1955), Nr. 5, S. 251
- Kramm, W.: MTZ (1957), Nr. 2, S. 49
- Escales, E.: Kunststoffe (1955), Nr. 2, S. 99
- Prusik, G.: Die Maschine (1955), Nr. 11/12
- Schiantarelli, E.: Technische Rundschau Bern, Nr. 6/55

Die Bilder sind Veröffentlichungen von G. Spengler entnommen.

Flu 137

Zur Einführung des Staatlichen Standards TGL 2897-56 „Abweichungen für Maße ohne Toleranzangabe“ in der Luft- fahrtindustrie

DK 389.6
621.753.01

Von Ing. H. Göttlinger

1. Einleitung

Die einheitliche Festlegung von „Abweichungen für Maße ohne Toleranzangabe“ kann man, wie es die Entstehung der Vornorm DIN 7168 und der daraus abgeleitete Staatliche Standard der Deutschen Demokratischen Republik (TGL 2897-56) zeigt, als eines der komplizierten Probleme der Technischen Normung bezeichnen.

Fast vier Jahrzehnte intensiver Arbeit sind vergangen, bevor die angeführten Normen zu einem von der Praxis und der Wissenschaft anerkannten Ergebnis führten. Schon aus der relativ langen Entwicklungszeit ist erkennbar, daß der Lösung dieses Problems außerordentliche Bedeutung beigemessen worden war und noch heute beizumessen ist.

Wie für jeden Industriezweig, so war auch für den Bereich der Luftfahrtindustrie eine einheitliche Richtlinie für die „Abweichungen für Maße ohne Toleranzangabe“ festzulegen. Nach längerer Beratung wird nunmehr mit Zustimmung sämtlicher Werke der VLI der Staatliche Standard TGL 2897-56 in der Luftfahrtindustrie eingeführt.

In diesem Zusammenhang erscheint es als notwendig, einen größeren Mitarbeiterkreis als bisher mit der Entwicklung und Bedeutung dieses Standards vertraut zu machen. Nur dann,

wenn jeder Mitarbeiter in der Konstruktion und Fertigung sich über den Charakter und den Zweck dieses Standards völlig im klaren ist, können in Zukunft Mißverständnisse, nicht berechnete Forderungen und Fehler vermieden werden.

2. Entstehung der Vornorm DIN 7168 und TGL 2897-56 [1]

Mit der Festlegung von „Abweichungen für Maße ohne Toleranzangabe“, den sogenannten Freimaßtoleranzen, wurde vor 36 Jahren begonnen, nachdem im Jahre 1921 die ersten Vorschläge von Hanner in der Abhandlung „Über Bearbeitungsgenauigkeit und Maßeintragung“ [2] veröffentlicht wurden. Diese Anregungen verarbeitete Brauer zehn Jahre später zu einem ersten Normen-Vorschlag mit entsprechenden Erläuterungen unter dem Titel „Welche Abweichungen von Zeichnungsmaßen sind zulässig?“ [3]. Seit dieser Zeit entstanden im Zuge dieser Entwicklung im Jahre 1938 der Normblatt-Entwurf DIN 535 und nach mehrfacher Beratung von Zwischen-Entwürfen in den Jahren 1948/49 der Normblatt-Entwurf DIN 7168 Blatt 1 und 2 (Juni 1949). Die hierzu eingegangenen zahlreichen Gegenvorschläge wurden von Prof. Dr.-Ing. Siemens (Technische Hochschule Dresden) eingehend ausgewertet. Darüber hinaus wurden von Prof. Dr.-Ing. Siemens über 8800 Messungen durchgeführt mit dem Ziel, die werkstatt-

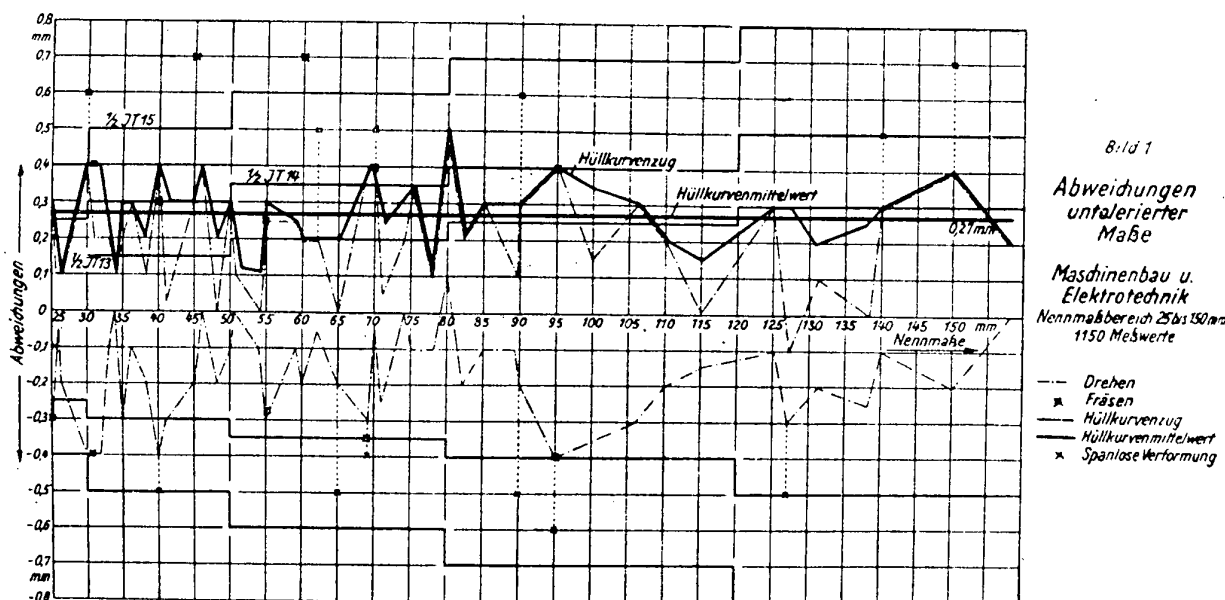


Bild 1. In diesem Diagramm (entnommen aus Maschinenbautechn. Bd. 1 (1952), H. 8, S. 351) ist das Auswertungsergebnis von 1150 Meßwerten aus spangebender und spanloser Fertigung im Industriezweig Maschinenbau und Elektrotechnik für den Nennmaßbereich von 25 bis 150 mm dargestellt. Die Nennmaße sind auf der Abszisse, die gemessenen Größtwerte der \pm -Abweichungen für die Fertigungsverfahren Drehen und Fräsen sind auf der Ordinate aufgetragen.

Die Werte für spanlose Verformung (ohne Schmieden und Gießen) liegen innerhalb des Bereiches der Werte für spangebende Fertigung.

Auf der Plusseite des Diagramms sind die größten Plus- und Minusabweichungen aufgetragen, die von einer Hüllkurve umfaßt werden. Auf eine sinnvolle Darstellung der Hüllkurve auf der Minusseite wurde zwecks Vereinfachung des Diagramms verzichtet. Durch mehrmaliges Ausplanimetrieren wurde für diese Hüllkurve eine Mittelwertlinie (Hüllkurven-Mittelwert) gebildet. IT-Reihen ähnlicher Größenordnung sind vergleichsweise eingezeichnet.

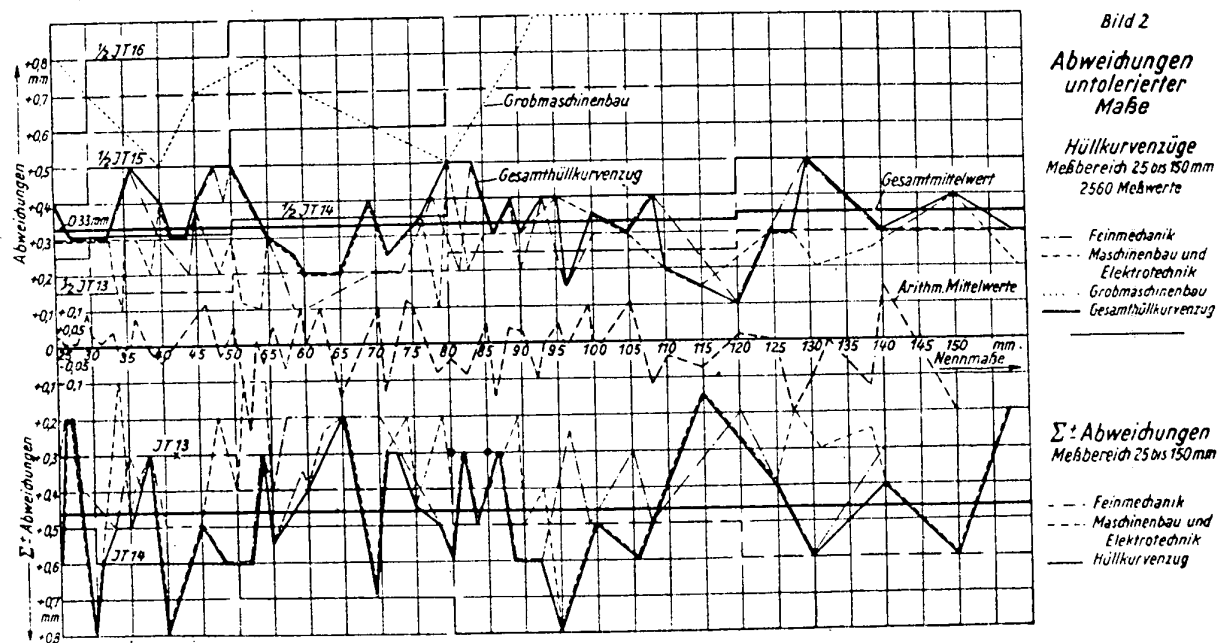


Bild 2. In der oberen Hälfte dieses Diagramms (entnommen aus Maschinenbautechn. Bd. 1 (1952) H. 8, S. 351), sind die Hüllkurven der Meßergebnisse verschiedener Industriezweige dargestellt, die von einer Gesamthüllkurve umfaßt werden. In der unteren Hälfte des Diagramms sind die Summenabweichungen, d. h. Plus- und Minus-Größtwerte zusammen, für jedes gemessene Nennmaß addiert aufgetragen. Die daraus gebildeten Kurven der Meßergebnisse verschiedener Industriezweige werden von einer Summen-Hüllkurve umfaßt. Die Mittelwertlinie ist wiederum durch Ausplanimetrieren gebildet worden.

Als dritte Darstellung in diesem Diagramm ist noch die Linie der arithmetischen Mittelwerte aller Meßergebnisse des entsprechenden Nennmaßes enthalten.

üblichen Genauigkeiten für Maße ohne Toleranzangabe in der Praxis zu ermitteln. Die Messungen wurden z. B. an Werkstücken des Maschinenbaues, der Feinmechanik, Elektrotechnik u. a. durchgeführt. Dies war erforderlich, um nach den Gesetzen der Großzahlforschung einwandfreies Zahlenmaterial als Auswertungsgrundlage zu erhalten. Im Rahmen dieses Aufsatzes ist es nur möglich, einen kleinen Einblick in die von Prof. Dr.-Ing. Siemens durchgeführten Untersuchungen zu geben. Die zu diesem Zweck veröffentlichten Bilder 1 und 2 lassen jedoch erkennen, daß die als „Abweichungen für Maße ohne Toleranzangabe“ in DIN und TGL festgelegten werkstattüblichen Genauigkeiten den durch die Untersuchungen ermittelten Gebotsmäßigkeiten entsprechen [4]. Es ist zu erwähnen, daß die beiden Bilder eine Auswahl aus 50 Auswertungsdiagrammen sind!

Unabhängig von diesen Untersuchungen wurden in der tschechoslowakischen Volksrepublik ähnliche Arbeiten durchgeführt. Die dabei erhaltenen Werte bestätigen nochmals die deutschen Untersuchungsergebnisse. Diese Arbeiten zeigen aber gleichfalls, daß man auch im internationalen Rahmen ernsthaft bemüht ist, dieses Problem auf der Grundlage wissenschaftlicher Arbeiten zu lösen.

Zur planmäßigen Erfassung praktischer Erfahrungen wurden von Prof. Dr.-Ing. Siemens eine Vielzahl bestehender Werknormen und sonstiger Literaturangaben beachtet. Die Ergebnisse dieser Arbeiten führten im März 1952 zu einem „Normenvorschlag Siemens“ [5] für einen neuen Normen-Entwurf zu DIN 7168. Im Anschluß an die Veröffentlichung des Normenvorschlages wurde in der Öffentlichkeit eine Umfrage über dessen Annahme oder Ablehnung gehalten. Auf Grund des positiven Ergebnisses dieser Umfrage wurde der „Vorschlag Siemens“ unter Berücksichtigung einiger Änderungen als neuer Normen-Entwurf zu DIN 7168 (Entwurf April 1954) veröffentlicht [6]. Im Mai 1955 wurde vom Unterausschuß „Freimaßtoleranzen“ im DNA befürwortet, DIN 7168 zunächst als Vornorm herauszugeben.

Um die internationalen Arbeiten auf dem Gebiet der „Abweichungen für nichttoleriertere Maße“ zu unterstützen, wurde diese Vornorm als deutscher Vorschlag zu einer internationalen Norm dem Komitee ISO TC3/SC1 eingereicht.

Für die Deutsche Demokratische Republik wurde im März 1956 vom Amt für Standardisierung der Staatliche Standard TGL 2897-56 herausgegeben, der besonders das Problem der Überschreitung der festgelegten Zahlenwerte und damit verbundene Entscheidungen über Ausschuß der Teile regelt. Die Zahlenwerte in den Tabellen dieser TGL stimmen vollkommen mit den Werten in der Vornorm DIN 7168 überein.

Die Größen der durchschnittlichen Erfahrungswerte der werkstattüblichen Genauigkeiten für Längenmaße können annähernd in Übereinstimmung mit den Grundtoleranzen-Reihen IT 12, IT 14 und IT 16 gebracht werden (Bild 3).

Die Werte für Abweichungen nichttolerierter Maße wurden demzufolge als gerundete IT-Werte mit großer Nennmaßbereich-Stufung festgelegt. Sie liegen symmetrisch (\pm) zum Nennmaß. Die Grundtoleranzen für die in Bild 3 eingetragenen Kurven der IT-Reihen sind bis zum Nennmaß 500 mm nach der Formel für die Toleranzeinheit $i = 0,45 \sqrt[3]{D} \pm 0,001 D$ und für Nennmaße über 500 mm nach $I = 0,004 D \pm 2,1$ errechnet worden.

3. Toleranzen, zulässige Abweichungen — Abweichungen

Während die bisherigen Ausführungen das Ziel hatten, einen Einblick in die Problematik dieses Themas und die hierzu geleistete Arbeit zu geben, wird im folgenden der Charakter der TGL 2897-56 behandelt, dessen genaue Kenntnis Voraussetzung für die richtige Anwendung dieses Staatlichen Standards ist.

Eines der Grundübel, das verschiedentlich bei der Beurteilung der TGL 2897-56 aufgetreten ist, liegt anscheinend darin begründet, daß man sich über verschiedene wesentliche Begriffe und deren Definitionen im unklaren ist.

Jeder Anwender der TGL 2897-56 muß grundsätzlich unterscheiden zwischen

Toleranzen oder zulässigen Abweichungen und

Abweichungen im Sinne der TGL 2897-56 und DIN 7168.

Toleranzen oder zulässige Abweichungen (der Begriff „Zulässige Abweichungen“ stellt lediglich ein Synonym für „Toleranzen“ dar) sind gekennzeichnet durch absoluten Einhaltungszwang in der Fertigung. Das bedeutet, daß ein vorgeschriebenes toleriertes Maß nach Beendigung des Fertigungsganges innerhalb der sich durch die Toleranz ergebenden Grenzmaße liegen muß. Die Angabe von Toleranzen kann entweder durch Anwendung der bekannten ISA-Toleranz-Kurzzeichen oder durch Zahlenangaben (Abmaße) erfolgen. Bei Nichteinhaltung dieser durch die Tolerierung sich ergebenden Grenzmaße ist das betreffende Werkstück für Ausschuß zu erklären oder entsprechend nachzuarbeiten. In besonderen Fällen, in denen die Grenzmaße eines Werkstückes unter- oder überschritten sind, ist von der Konstruktion, der Fertigungsleitung usw. über die Verwendbarkeit der Teile zu entscheiden.

Abweichungen im Sinne der TGL 2897-56 und DIN 7168 sind werkstattübliche Genauigkeiten. Sie sind Werte, die ein Facharbeiter ohne besonderen Aufwand an Geschick, Sorgfalt und Fertigungsmitteln einhalten kann. Sie dienen gleichzeitig dem Konstrukteur als Richtschnur, mit welchen Abweichungen bei Maßen ohne Toleranzangabe in der Fertigung im allgemeinen zu rechnen ist. Ihm ist es dadurch auch möglich, darüber zu entscheiden, wann nicht überschreitbare, verbindliche Toleranzen in der Zeichnung vorgeschrieben werden müssen.

4. Wann können „Abweichungen für Maße ohne Toleranzangabe“ angewendet werden?

In der Präambel zur TGL 2897-56 ist eindeutig ausgeführt, für welche Maße Abweichungen nach TGL 2897-56 zugelassen werden können; nämlich nur für solche Maße, an die hinsichtlich Funktion, Fertigung oder Anschluß keine Forderungen gestellt werden. Sie gelten nicht für Maße, die auf den Zeichnungen toleriert werden müssen. Solche Maße sind:

Funktionsmaße, wenn eine zu große Abweichung vom vorgeschriebenen Nennmaß die Wirkungsweise der Erzeugnisse beeinträchtigen würde;

Fertigungsmaße, wenn zusammengehörige Teile getrennt gefertigt und ohne Nacharbeit zusammengefügt werden sollen (Austauschbau) oder wenn die Aufnahme in Spannzeugen dies erfordert;

Anschlußmaße an fremde Erzeugnisse, Zulieferteile und Zuliefergruppen.

Hieraus ist zu erkennen, daß an die ermittelten Werte der werkstattüblichen Genauigkeiten hinsichtlich ihrer Einhaltung nicht die gleichen Forderungen gestellt werden können wie an Toleranzen. Der Konstrukteur muß damit rechnen, daß in Einzelfällen eine Über- oder Unterschreitung der Werte für Abweichungen möglich ist. Er darf daher diese Werte nicht als von der Fertigung unbedingt einzuhaltende Grenzen betrachten. Dieses Charakteristikum ist in entsprechender Weise ebenfalls vom Gütekontrolleur zu beachten.

Nach diesen Ausführungen könnte man der Auffassung sein, daß die Anwendung der TGL 2897-56 dem Konstrukteur wenig Sicherheit in bezug auf die Einhaltung der Abweichungen durch die Fertigung bietet. Hierzu ist zu bemerken, daß ein Facharbeiter stets bestrebt ist, das vorgeschriebene Nennmaß zu erreichen. Daraus erklärt sich auch die Tatsache, daß ein großer Teil der Ist-Maße der Werkstücke innerhalb der sich durch die Abweichungen ergebenden „Grenzen“ liegt. Die Werte für Abweichungen spiegeln außerdem, wie schon gesagt, die werkstattüblichen Genauigkeiten wider, so daß nur in einzelnen Fällen mit wesentlichen Über- oder Unterschreitungen der Abweichungen zu rechnen ist.

5. Prüfung und Abnahme

Verschiedentlich wird die Meinung vertreten, daß nichttolerierete Maße einer gleichartigen strengen Prüfung und Abnahme unterliegen wie tolerierte Maße, d. h. es wäre grundsätzlich jedes nichttolerierete Maß zu prüfen, wobei die werkstattüblichen Genauigkeiten (Abweichungen) als Toleranzen zu betrachten sind. Es ist offensichtlich, daß diese Auffassung zu erheblichen

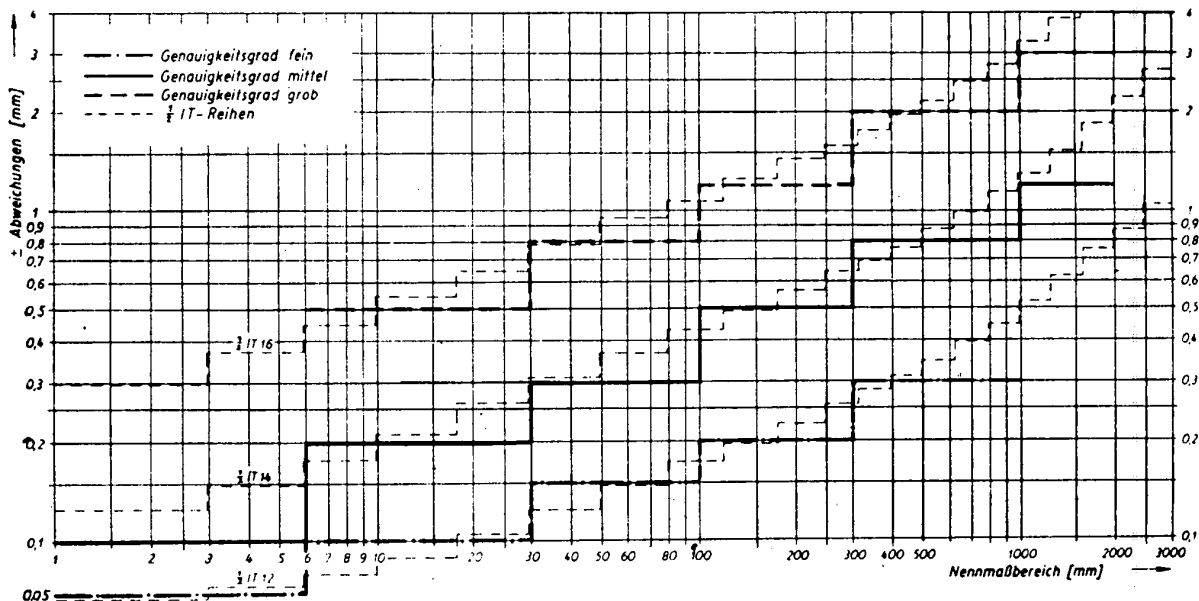


Bild 3. Gegenüberstellung der Abweichungen für Maße ohne Toleranzangabe nach TGL 2897-56 zu den IT-Reihen 1/2 IT 12, 1/2 IT 14 und 1/2 IT 16.

Meinungsverschiedenheiten zwischen Fertigung und Technischer Prüfung führen kann, ganz abgesehen davon, daß sie im Widerspruch zu den in TGL 2897-56 getroffenen Festlegungen steht. Betrachtet man die Begriffe und ihre Definitionen für Toleranzen und Abweichungen (vgl. Abschnitt über Toleranzen; zulässige Abweichungen — Abweichungen), so zeigt der hierfür grundsätzlich bestehende Unterschied, daß derartige Forderungen nicht zu Recht bestehen.

In diesem Zusammenhang sei deshalb auf die in dem Staatlichen Standard getroffenen Festlegungen über Prüfung und Abnahme von Abweichungen für nichttolerante Maße hingewiesen. Diese Festlegungen stellen eine richtige Lösung dieses Problems dar. Sie sagen im wesentlichen folgendes aus:

- Abweichungen für nichttolerante Maße werden nicht regelmäßig geprüft.
- Die Prüfung in Stichproben soll mittels handelsüblichen, den Normenvorschriften entsprechenden Werkstattmeßzeugen vorgenommen werden (z. B. Schieblehre, Tiefenmaß, Stahlbandmaß u. a.).
- Die Anfertigung von festen Grenzlehren für die Prüfung ist verboten.
- Gütekontrolle oder Abnahme sind nicht berechtigt, bei Feststellung geringfügiger Unter- oder Überschreitung der ermittelten werkstattüblichen Genauigkeiten die Werkstücke als Ausschuß zurückzuweisen. Eine Nichteinhaltung der Abweichungen ist der Betriebsleitung oder deren Beauftragten zu melden; über die Weiterverwendung der Werkstücke ist gemeinsam von allen Beteiligten zu entscheiden.

Werden diese Festlegungen von dem Benutzer dieser TGL beachtet, so wird — ohne die Qualität der Erzeugnisse zu beeinträchtigen — eine wirtschaftliche Fertigung erzielt, wobei gerade in bezug auf die Prüfung ein unnötiger Aufwand zu vermeiden ist.

6. Zusammenfassung

Durch die Herausgabe und Verbindlichkeitsklärung des Staatlichen Standards TGL 2897-56 ist ein Abschluß erzielt worden, der im wesentlichen die Zustimmung der verschiedenen Industriezweige gefunden hat.

Durch den Standard ist eindeutig geklärt, wie Abweichungen für Maße ohne Toleranzangabe von Konstruktion, Fertigung, Gütekontrolle und Abnahme zu behandeln sind.

An dieser Stelle sei noch bemerkt, daß der vorzugsweise für die spangebende Fertigung metallischer Werkstoffe festgelegte Geltungsbereich von TGL 2897-56 für unseren Industriezweig auf die spanlose Verformung erweitert worden ist.

Literatur:

- [1] DIN-Mitteilungen Bd. 32 (1952) Nr. 10, S. 270, und Bd. 33 (1954) Nr. 4, S. 171 u. 175.
Die Standardisierung Bd. 1 (1955) Nr. 2, S. 52
- [2] Der Betrieb (1951) Nr. 12, S. 335 bis 337
- [3] DIN-Mitteilungen Bd. 11 (1937) Nr. 6/7 und Bd. 13 (1938) Nr. 5/6
- [4] Fertigungstechnik Bd. 1 (1952) Nr. 5, S. 264 bis 267, und Nr. 10, S. 313 bis 318.
Maschinenbauzeitschrift Bd. 1 (1952) Nr. 9, S. 351 bis 360.
- [5] DIN-Mitteilungen Bd. 32 (1952) Nr. 10, S. 275.
- [6] DIN-Mitteilungen Bd. 33 (1954) Nr. 4, S. 173.

Neues aus der Weltluftfahrt

Flugzeuge

In der Sowjetunion wird ein Kurzstartflugzeug entwickelt, das mit nur 40 m Start- und 60 m Landestrecke auskommen soll. Der Fluggeschwindigkeitsbereich liegt zwischen 40 und 200 km/h.

Das englische Sinkrechtstart- und Sinkrechtlande-Versuchsflugzeug Short SC.1 (Bild 1) ist zu Beginn dieses Jahres fertig-

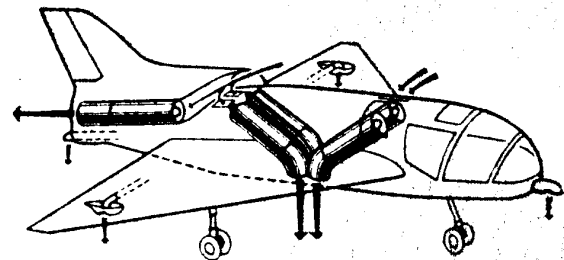


Bild 1. Sinkrechtstart- und Sinkrechtlande-Versuchsflugzeug Short SC.1

gestellt worden und hat im April die Flugerprobung aufgenommen. Es besitzt Deltatragflächen und ein normales Seitenleitwerk, aber kein Höhenleitwerk und ist mit fünf kleinen Strahltriebwerken Rolls-Royce R. B. 108 ausgerüstet, von denen vier den Direktantrieb für den Sinkrechtstart liefern, die fünfte den Schub für den Normalflug übernimmt. Zunächst wurde das Flugzeug im Normalstart erprobt.

Ein tschechisches Konstrukteurskollektiv unter Leitung des Ingenieurs Ladislav Šmítek hat in Kunovice ein zweimotoriges funfsitziges Reiseflugzeug Morava L-100 entwickelt (Bild 2). Das Flugzeug ist in Ganzmetallebau als Kabiniertflugzeug mit einfaßbarem Bugradfahrwerk hergestellt. Die Tragflächen besitzen Enteisung. An den Tragflächenenden sind stromlinienförmig verkleidete Kraftstoffbehälter angebracht. Doppeltüren, Doppelflügel, Doppelseitenleitwerk. Die bequeme Kabine für fünf Reisende einschließlich Pilot besitzt zwei Einstiegstüren. Das Flugzeug ist

Bild 2. Reiseflugzeug Morava L-100



vorwiegend für den Einsatz als Lufttaxi vorgesehen. Zum Antrieb dienen zwei Sechszylinder-Reihenmotoren Walter Minor 6-III von je 160 PS. Spannweite 12,0 m, Länge 8,4 m, Höhe 2,3 m, Fluggewicht 1850 kg, Reisegeschwindigkeit 275 km/h, Gipfelhöhe 6300 m, Reichweite 1600 km.

Das englische Versorgungsministerium hat zusammen mit sieben Flugzeugwerken, die sich zu einer Forschungsgemeinschaft zusammengeschlossen haben, das Projekt eines Überschallverkehrsflugzeuges in Angriff genommen. Mit einer mittleren Fluggeschwindigkeit von Mach 1,2 in 11.000 Meter Höhe könnte das geplante Flugzeug die Strecke London—New York in ungefähr 2 Stunden zurücklegen, was täglich zwei Überquerungen des Atlantik in beider Richtungen bedeuten würde. Die Entwicklungszeit wird mindestens zehn Jahre betragen, so daß mit dem Einsatz vor 1970 kaum gerechnet werden kann.

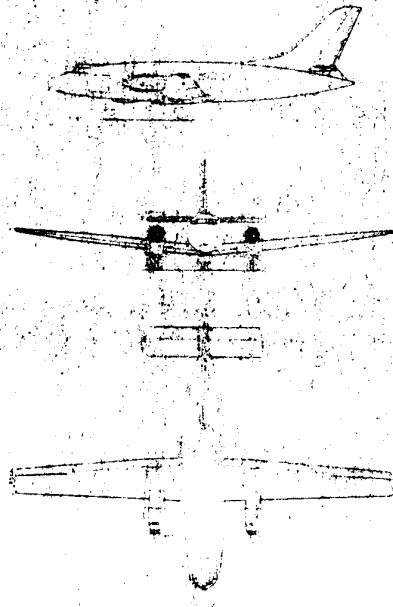


Bild 2. Kurzstrecken-Verkehrsflugzeug ATL 90 „Accountant“

Bild 5. Polnischer Sechszylinder-Sternmotor WN-3

Als Nachfolgemuster des bewährten Kurzstrecken-Verkehrsflugzeuges Douglas DC-3, das bis heute in mehr als 10.000 Exemplaren gebaut wurde, hat die englische Aviation Traders Limited den Prototyp des ATL 90 „Accountant“ (Bild 2) der Fliegerproduktion übergeben. Das Flugzeug, das gleichzeitig den amerikanischen C-44 vorschritten und den englischen CAR-Bedingungen entspricht, kann ohne größeren Aufwand als Fracht- oder Geschäftsreiseflugzeug umgerüstet werden. Die Standardausführung wird 28, die Touristenausführung 40 Sitze aufweisen. Zwei Triebwerke Rolls-Royce „Dart R. De. 6“ von je 1755 PS Startleistung sollen dem Flugzeug eine Reisegeschwindigkeit von mehr als 450 km/h verleihen.

Wie wird der sowjetischen Zeitschrift „Krylja rodiny“ vom Mai 1942 entnehmen, wurde bereits am 15. Mai 1942 das erste sowjetische Raketenflugzeug fertiggestellt (Bild 4). Als Konstrukteur der einseitigen Mitteldeckers wird W. F. Bolchowitinow genannt. Zum Einbau gelangte ein Flüssigkeitsraketenantriebwerk des Konstrukteurs Duschkin.

Triebwerke

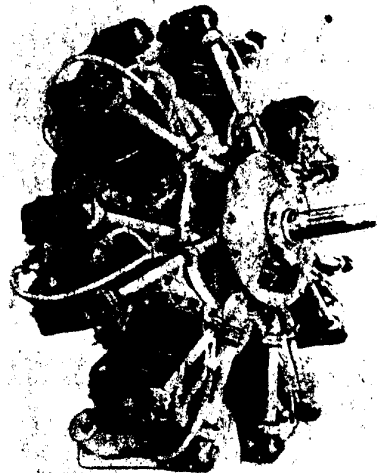
Auf dem letzten Pariser Luftfahrtsalon zeigte Polen die Neukonstruktion eines Sechszylinder-Sternmotors „WN-3“ von Victor Markiewicz (Bild 5). Der Motor besitzt eine zweiteilige Turbinenwelle und ist mit Rückfluggasen und Druckluft-



Bild 4. Das im Jahre 1942 erbaute erste sowjetische Raketenflugzeug

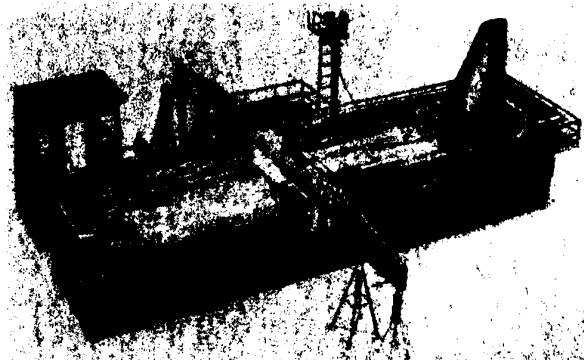
anlasser ausgerüstet. Leistung 340 PS bei 2500 U/min., Gesamthubraum 13,40 Liter, Trockengewicht 240 kg.

Bei den Entwicklungsarbeiten ihrer ATAR-Strahltriebwerke hat die französische S. N. E. C. M. A. (Société Nationale d'Etude et de Construction de Moteurs d'Aviation) ein neues Nachbrenner-System untersucht, das sie „Aerodynamische Nachverbrennung“ nennt. Das genannte System wird wie folgt erklärt: Durch Einblasen von Luft in den Heißgasstrahl entsteht ein „Luftfächer“.



der Feinturbulenz hervorruft. Diese Luft wird entweder dem Verdichter oder den Brennkammern entnommen. Auf diese Weise wird die Flammenfortpflanzung ermöglicht, so daß die mechanischen Flammenhalter in Wegfall kommen. Weitere Untersuchungen der S. N. E. C. M. A. erstreckten sich auf eine Strahlumkehrbremse, auf eine pneumatische Regelschubdüse und auf ein Pulsionstriebwerk ohne mechanische Klappen.

Bild 6. Rumpf des Transportflugzeuges C-130 im Wassertank



Raketen

Unvorhergesehene Schwierigkeiten werden — wie westdeutsche Zeitschriften berichten — den im September dieses Jahres vorgesehenen Start des Raketenprojekts „Vanguard“ mit dem amerikanischen Erdsatelliten bis zum April 1958 verschieben. Angeblich sollten die zur Beobachtung des Erdsatelliten dienenden Geräte vorher nicht einsatzbereit sein.

Luftverkehr

Während in der Deutschen Bundesrepublik der Hauptanteil des Inlandsluftverkehrs von ausländischen Luftverkehrsgesellschaften durchgeführt wird, wurde am 16. Juni 1957 der Inlandsluftverkehr der Deutschen Demokratischen Republik von der Deutschen Luft-hansa eröffnet. Zunächst werden die Städte Berlin, Leipzig, Erfurt, Dresden und Barth angeflogen, doch ist eine schrittweise Ausdehnung des Flugnetzes auch auf andere Städte vorgesehen. Alle Strecken werden ausschließlich mit dem Verkehrsflugzeug IL 14 P befliegen.

Ferner führt die Deutsche Lufthansa seit dem 14. April 1957 wöchentlich folgende Flüge auf den Auslandsstrecken durch:

- 20 Flüge nach Moskau mit Weiterflugmöglichkeit nach China, Vietnam und Korea,
- 13 Flüge nach Budapest mit Weiterflugmöglichkeiten nach Indien, dem Fernen Osten und Australien,

21 Flüge nach Prag mit Weiterflugmöglichkeiten nach Zürich, Brüssel, Paris und Amsterdam sowie nach Nord- und Südamerika,

10 Flüge nach Warschau,

je 6 Flüge nach Bukarest, Sofia, Paris—Brüssel und Kopen-hagen—Stockholm und

je 2 Flüge nach Helsinki und Wien.

Allgemeines

Angeregt durch die Wassertankversuche hinsichtlich Materialermüdungserscheinungen am Rumpf des englischen TL-Verkehrsflugzeuges De Havilland „Comet“ — bekanntlich sind drei Flugzeuge dieses Modells infolge Zellenermüdung abgestürzt — wird der Rumpf des amerikanischen Transportflugzeuges Lockheed C-130 „Hercules“ zur Zeit einer ausgedehnten Wassertank-Dauerprüfung unterzogen (Bild 6). Der 1 Million Liter Wasser fassende Behälter nimmt den gesamten Rumpf des Flugzeuges auf. Während des Fluges auftretende Böenbeanspruchungen werden nachgeahmt und über druckdicht aus dem Behälter herausgeführte Tragflügelholme in den Rumpf eingeleitet. Die Versuche sollen 60000 Flüge nachahmen, was einer Dienstzeit des Flugzeuges von rund 20 Jahren entspricht.

Flu 162

Luftfahrt in der Vergangenheit

D.R. 654 7(091)

September

2. 9. 1930 Dieudonné Costes und Maurice Beillie überqueren als erste mit Bréguet 19 „Note d'Interrogation“ den Nordatlantik zwischen Paris und New York im Ost-West-Nonstop-Flug in 37 Stunden 18 Minuten. Die erste Ost-West-Überquerung des Nordatlantiks überhaupt gelang im April 1928 der „Bremen“-Besatzung Köhl, v. Hünefeld und Fitzmaurice von Baldonell (Irland) nach Greenly Island (Labrador).

23. 9. 1913 Roland Garros überquert zwischen St. Raphael (Riviera) und Bizerta als erster das Mittelmeer. Für die 730 km lange Strecke, davon 500 km über offene See, benötigt er mit seinem Morane-Saulnier-Eindecker bei einem Kraftstoffverbrauch von 250 Liter 7 Stunden 53 Minuten.

30. 9. 1929 von Opel fliegt mit einem mit einer Raketenbatterie ausgerüsteten Segelflugzeug in 45 Sekunden bei 100 m Flughöhe 2 km weit.

29. 9. b.s

4. 10. 1937 Das sowjetische Luftschiff SSSR-W 6 stellt mit 130 Stunden 27 Minuten einen Dauerweltrekord für alle Luftschiffklassen auf.

Oktober

12. 10. 1924 Das deutsche Luftschiff LZ 126 fährt unter Führung von Dr. Hugo Eckener nach Amerika. In 77 Stunden legt es dabei 8000 km zurück.

12. 10. 1925 Der Amerikaner Bettis stellt auf einer Curtiss einen absoluten Geschwindigkeitsweltrekord mit 401,270 km/h auf.

28. 10. 1908 Hans Grade startet als erster Deutscher zu einem öffentlichen Motorflug in Magdeburg.

Okt. 1900 Die Gebrüder Wright beginnen in Kitty Hawk (Nordkarolina/USA) mit praktischen Gleitflugversuchen.

November

13. 11. 1907 Erster Aufstieg eines Hubschrauberartigen Flugzeuges bei Lisieux, das von seinem Konstrukteur Paul Cornu gesteuert wird.

20. 11. 1937 Die Strecke Frankreich—Fernost wird in 5 1/2 Tagen mit dem Flugzeug zurückgelegt.

Dezember

17. 12. 1903 Der erste öffentliche Motorflug der Geschichte wird von den Gebrüdern Orville und Wilbur Wright in Kitty Hawk (USA) ausgeführt. Das Flugzeug legt eine Strecke von rund 260 Metern in 59 Sekunden zurück.

8. 12. 1908 Wilbur Wright fliegt mit seinem Doppeldecker eine Strecke von 99 km in 1 Stunde, 53 Minuten und 59 Sekunden in einer durchschnittlichen Höhe von 115 Metern. Das ist zugleich der erste Flug in über 100 Meter Höhe.

1921 Auf einem Junkers-Flugzeug F 13 erringen Schöner und Bertaup einen Weltrekord im Dauerflug mit 26 Stunden 18 Minuten.

Flu 162/172

Täglich nach Berlin und zurück

Verbesserter Inlandluftverkehr im Winter 1957/58 bei der DLH

DK 656.7 022
656.7.022.5
656.7.(43) DDH

Stand der Inlandflugverkehr der Deutschen Lufthansa während des Sommers 1957 im Zeichen des Urlauberverkehrs, so konzentriert man sich im Winterhalbjahr 1957/58 auf die Verbesserung des Geschäftsflugverkehrs für Dienst- und Berufsreisende. Auf den drei innerdeutschen DLH-Linien von Dresden, Leipzig und Erfurt nach Berlin bestehen nunmehr tägliche Verbindungen. Außerdem wurden die Flugzeiten, wie aus nachstehenden Flugplänen ersichtlich ist, so gewählt, daß der Fluggast verhältnismäßig früh an seinem Ziel in beiden Richtungen ist und dort bis zum Rückflug am Spätnachmittag in Ruhe seine Geschäfte erledigen kann.

Die Aufteilung des Winterflugplanes in jahreszeitlich bedingte Perioden ergibt sich daraus, daß es leider noch nicht möglich ist, Nachtfluglinien einzurichten, da der Ausbau der Inlandflughäfen noch in vollem Gange ist. Aus diesem sicherheitsmäßig bedingten Grunde ist die Deutsche Lufthansa bemüht, die Flüge bis auf weiteres bei Tageslicht durchzuführen. In diesem Zusammen-

hang ist es interessant, daß die Deutsche Lufthansa seit Aufnahme ihres Flugbetriebes im Jahre 1955 durch die strenge Einhaltung der Sicherheitsvorschriften und die präzise Tätigkeit ihrer Mitarbeiter absolut unfallfrei geflogen ist.

Es ist nunmehr zu hoffen, daß vom innerdeutschen Flugdienst durch die Mitarbeit unserer Wirtschaft stärkerer Gebrauch als bisher gemacht wird. Durch die Möglichkeit, mit der Abendmaschine wieder zurück zu fliegen, fallen Übernachtungsgelder sowie zusätzliche Spesen weg, welche die sichtbar höheren Flugkosten oftmals mehr als nur ausgleichen. Zudem aber erspart der Flugreisende ermüdende Bahnfahrten und vermeidet mehrtägige Dienstreisen. Zieht man die Faktoren Zeit, Geld und Bequemlichkeit in Betracht, so kommt die Flugreise nicht teurer als eine Eisenbahnreise 1. Klasse.

Interessant ist schließlich die Tatsache, daß die Flugpreise der Deutschen Lufthansa niedriger liegen als in den westlichen Ländern.

1. Flugzeiten vom 1. November 1957 bis 15. Februar 1958

| BERLIN—ERFURT—BERLIN | | | | | BERLIN—LEIPZIG—BERLIN | | | | | BERLIN—DRESDEN—BERLIN | | | | |
|----------------------|-------|----------------|-------|-------|-----------------------|-------|-----------------|-------|-------|-----------------------|-------|-----------------|-------|-------|
| DH 71 | DH 73 | Flugnummer | DH 70 | DH 72 | DH 01 | DH 03 | Flugnummer | DH 02 | DH 04 | DH 61 | DH 63 | Flugnummer | DH 60 | DH 62 |
| * | * | Verkehrstage | * | * | * | * | Verkehrstage | * | * | * | * | Verkehrstage | * | * |
| 07.35 | 14.25 | ab Berlin an ↑ | 09.55 | 16.50 | 07.10 | 15.15 | ab Berlin an * | 08.50 | 17.00 | 07.50 | 14.40 | ab Berlin an * | 09.45 | 16.35 |
| 08.30 | 15.20 | an Erfurt ab ↓ | 09.00 | 16.55 | 07.45 | 15.50 | an Leipzig ab * | 03.15 | 16.25 | 08.35 | 15.25 | an Dresden ab * | 09.00 | 15.50 |

2. Flugzeiten vom 16. Februar 1958 bis Sommerflugplan

| BERLIN—ERFURT—BERLIN | | | | | BERLIN—LEIPZIG—BERLIN | | | | | BERLIN—DRESDEN—BERLIN | | | | |
|----------------------|-------|----------------|-------|-------|-----------------------|-------|-----------------|-------|-------|-----------------------|-------|-----------------|-------|-------|
| DH 71 | DH 73 | Flugnummer | DH 70 | DH 72 | DH 01 | DH 03 | Flugnummer | DH 02 | DH 04 | DH 61 | DH 63 | Flugnummer | DH 60 | DH 62 |
| * | * | Verkehrstage | * | * | * | * | Verkehrstage | * | * | * | * | Verkehrstage | * | * |
| 07.00 | 16.00 | ab Berlin an * | 09.20 | 16.20 | 07.50 | 16.55 | ab Berlin an * | 09.40 | 18.35 | 07.35 | 16.15 | ab Berlin an * | 09.35 | 18.10 |
| 07.55 | 16.55 | an Erfurt ab ↓ | 09.25 | 17.25 | 08.25 | 17.30 | an Leipzig ab * | 09.05 | 18.00 | 08.20 | 17.00 | an Dresden ab * | 09.45 | 17.25 |

An die Leser der Zeitschrift „Deutsche Flugtechnik“

Obwohl es der Redaktion gelang, in den letzten Monaten durch Entwicklung von drei Doppelheften die Erscheinungslücke zu schließen, besteht keine Möglichkeit, die z. Z. fehlenden Hefte technisch herzustellen, da die Druckerei keine Kapazität frei hat.

Um wieder in eine geordnete Erscheinungsweise zu kommen, sehen wir uns gezwungen, den Jahrgang 1957 mit dem Ende Dezember erscheinenden Doppelheft 5/6 abzuschließen. Das neue Jahr 1958 werden wir mit einem weiteren Doppelheft 1/2 mit 32 Seiten Umfang beginnen, das lt. Aussage der Druckerei um den 20. Januar ausgeliefert werden wird. Von Heft 3 an wird dann die Zeitschrift wieder regelmäßig mit 16 Seiten Umfang jeweils am 1. jeden Monats, beginnend am 1. März 1958, erscheinen. Zum Ausgleich des Abonnements bitten wir Sie, für das 1. Halbjahr nur 2,- DM einzuzahlen.

Wir hoffen, auf diese Weise nunmehr endgültig alle – auch die drucktechnischen – Schwierigkeiten überwunden zu haben, und bitten um Ihre Zustimmung zu dieser Lösung.

Die Redaktion

Aus der Praxis – für die Praxis

DK 621.884

Von J. Lehmann und J. Reithmeier

In den Produktionsbetrieben unserer neuen Luftfahrtindustrie sind viele Kollegen beschäftigt, die vorher noch nie als Zellenbauer gearbeitet haben. Um diese Kollegen mit den Problemen der in der Flugzeugindustrie vorkommenden Fertigungstechniken vertraut zu machen, sollen in Zukunft an dieser Stelle praktische Fragen behandelt werden mit dem Ziel, die Qualität unserer Arbeit zu verbessern und die noch häufig auftretenden Fehler und Mängel beseitigen zu helfen.

1. Die Nietung mit Leichtmetallnieten im Flugzeugbau

Der Niet ist das wichtigste kraftübertragende Verbindungselement im Flugzeugbau. Die in den Zeichnungen gemachten Angaben über Nietart, Nietgröße usw. entsprechen bestimmten berechneten Kräften. Abweichungen von diesen Forderungen, fehlerhafte Nietung und Beschädigungen der Bauteile können zu Bruch und damit zur Gefährdung der Flugsicherheit führen. Deshalb muß sich jeder Zellenbauer seiner großen Verantwortung bewußt sein und die Nietarbeit so gewissenhaft und sorgfältig wie nur irgend möglich ausführen. Durch falsche Nietung und unsachgemäße Behandlung der Bauelemente entstandene Fehler und Mängel sind sofort dem nächsten Vorgesetzten zu melden.



2. Bezeichnungen am Niet (Bild 1)

Die Nietlänge l berechnet sich aus der Faustformel:



- $l = 1,5 d + \text{Klemmlänge}$
- l Nietlänge
- d Nietdurchmesser

Damit bei größeren Nietlängen als $5 d$ das Nietloch beim Schlagen oder Stauchen der Niete ausgefüllt wird und die einwandfreie Schließkopfbildung gewährleistet ist, schlägt man zu dieser Faustformel, vor allem bei größeren Nietdurchmessern, noch 1 bis 2 mm auf.

Die Niete bezeichnet man nach den Setzkopfformen:

| Kurzzeichen | Bezeichnung | Setzkopfform |
|-------------|---------------------------------|---|
| R | Halbrundniet nach TNL 15201 |  |
| FS | Flachsenkniet nach TNL 15203 |  |

Für die Schließköpfe gelten folgende Bezeichnungen:

| Kurzzeichen | Bezeichnung | Schließkopfform |
|-------------|---|---|
| F | Flachkopf nach TNL 11541 |  |
| FS | Flachsenkopf, Senkung nach TNL 15002 |  |

Der Flachschließkopf ist wirtschaftlich am günstigsten herstellbar. Jedes beliebige Vorhalteeisen und jeder Flachdöpper, den Baumustern entsprechend, kann zur Schließkopfbildung verwendet werden.

3. Nietungsangaben auf Zeichnungen

Nietlöcher sind auf den Zeichnungen nur so weit gekennzeichnet und bemaßt, wie es für die Bearbeitung des jeweiligen Bauteiles erforderlich ist. Die Nietlöcher können unmaßstäblich gezeichnet sein, wenn die Deutlichkeit der Darstellung nicht darunter leidet. Sind alle Nietungen eines Bauteiles gleich, so ist das durch einen Hinweis in der Nähe des Schriftkopfes gekennzeichnet, z. B.

„Alle Löcher 2,6 mm Dmr. vorgebohrt.“

Werden die Nietlöcher beim Zusammenbau gebohrt und die Niete beim Zusammenbau geschlagen, ist die Nietung auf den Zeichnungen nicht bemaßt. In diesen Fällen gibt das Sinnbild an, mit welchem Durchmesser die Nietlöcher zu bohren bzw. zu bohren und zu senken sind. Das angeführte Sinnbild enthält: Nietkurzzeichen nach TNL 10621, Blatt 2, den Rohnietdurchmesser sowie den Hinweis „Nietung nach TNL 150 02“.

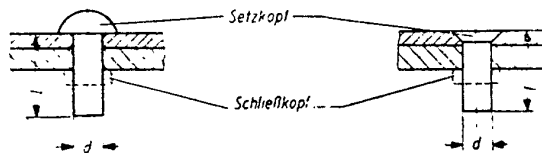


Bild 1

4. Nietkurzzeichen auf Zeichnungen

Die Nietungsangaben auf Zeichnungen haben folgende Bedeutung:

- Ankennzeichen (nur bei Dichtnietung)
- Kurzzeichen für Setzkopfform
- Rohnietdurchmesser
- Nietlänge
- Kurzzeichen für Schließkopfform
- Kennzahl des Werkstoffes

Beispiel für Dichtnietungsangabe:

Angabe einer Dichtnietung (Di) mit Flachsenkniet (FS) von 3 mm Rohnietdurchmesser und 10 mm Länge mit Flachkopf (F) aus Leichtmetall 3112.14 (sowj. B 65) mit der Kennzahl 30.

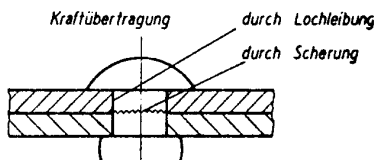
$\overbrace{\text{Di FS 3} \times 10 \text{ F-30}}^{\text{Nietungsart:}}$
 Nietungsart: _____
 Setzkopfform _____
 Rohnietdurchmesser _____
 Nietlänge _____
 Schließkopfform _____
 Werkstoff _____

Die am häufigsten angewendeten Nietwerkstoffe:

| Werkstoff | Bezeichnung (sowj.) | LW-Nummer | Werkstoffkennzahl |
|--------------|---------------------|-----------|-------------------|
| Leichtmetall | B 65 | 3112 | 30 |
| Stahl | 15 A (selekt) | 1117 | 10 |
| Stahl | 20 1 A | 1305 | 11 |

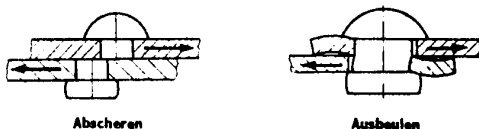
5. Beanspruchung der Nietverbindung

Die Nietung ist eine unlösbar kraftschlüssige Verbindung. Die Kräfte werden mittels des Scher- und Biege widerstandes des Nietes durch den Druck auf die Lochwandung übertragen. Diesen Druck nennt man den Lochleibungsdruck oder kurz die Lochleibung.



6. Kraftübertragung beim Leichtmetallniet

Die Dicken der zu verbindenden Bleche oder Profile müssen ein bestimmtes Verhältnis zum Nietdurchmesser haben. Bei falscher Berechnung und Dimensionierung der Nietdurchmesser und Blechdicken werden die Niete abgesichert oder das Blech beult bei zu großem Lochleibungsdruck aus und reißt ein.



Die folgende Tafel zeigt die Abhängigkeit des Nietdurchmessers zu dem schwächsten zu vernietenden Blech.

| Rohndurchmesser (mm) | 2 | 2,6 | 3 | 3,5 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 |
|------------------------------|---|-----|---|-----|---|---|---|-----|---|
| s ₁ Kleinmaß (mm) | | 0,6 | | 1 | | | | 1,6 | |



Blechdicke und Nietdurchmesser

7. Das Nieten

Unabhängig von der Nietart sind folgende Arbeitsstufen:

1. Anzeichnen des Nietes am Bauteil
2. Zusammenspannen der Bleche
3. Bohren der Bleche (evtl. Vorbohren)
4. Ansenken des Nietloches (unerlässlich bei Leichtmetallnietungen)
5. Einführen des Nietes
6. Anziehen des Nietes
7. Nietstauchen

7.1 Anzeichnen des Nietloches am Bauteil

Das Anzeichnen muß mit größter Sorgfalt ausgeführt werden, denn davon hängt die saubere Ausführung des Bauteiles ab.

Zum Anzeichnen wird ein weicher Bleistift verwendet. Keinesfalls darf benutzt werden:

Anreißnadel, auftretende Kerbwirkung kann zu Bruch des Bauteils führen.

Kopierstift oder Tinte, korrodierend.

Ankörnungen sind nur für Bohrungen zulässig.

Wegen der Weichheit des Materials sind die Körnungen nur leicht auszuführen. Um den Körner bildet sich eine verformte Randzone und gegebenenfalls Haarrisse. Die verformten Randzonen dürfen nicht über den Querschnitt des Nietloches hinaus reichen.

7.2 Zusammenspannen der Bleche

Die einzelnen Bauelemente müssen gut zusammenpassen. Die Bauteile sind in den Vorrichtungen so zu befestigen, daß ein Verrutschen bei der weiteren Bearbeitung nicht möglich ist. Das geschieht einmal mit Schraubzwingen oder ähnlichen Hilfswerkzeugen — Befestigung zwischen Vorrichtung und Bauteil — und zum anderen mit Heftschräuben — Befestigung der einzelnen Bauteile untereinander. Bei Verwendung von Heftschräuben soll der Abstand mindestens 80 bis 120 mm, entsprechend der Nietteilung, betragen. Der Abstand kann gegebenenfalls kleiner gewählt werden, wenn es die Form und die Größe des Bauteiles erfordert.

7.3 Bohren der Bleche

Die Löcher müssen rechthöckig zur ebenen oder gewölbten Oberfläche des Teiles gebohrt sein. Alle Löcher werden mit handelsüblichen Bohrern bester Qualität gebohrt. Verbrauchte Bohrer müssen in der Werkzeugausgabe umgetauscht werden. Eigenhändiges Anschleifen ist nicht erlaubt.

Für sämtliche Nietarten, Normal- und Dichtnietung, sind die Bohrungen mit Bohrern von Nenndurchmesser $\pm 0,05$ mm auszuführen. Die zulässige Toleranz der Nietlöcher beträgt

$$\begin{aligned} &+0,05 \text{ mm} \\ &+0,15 \text{ mm.} \end{aligned}$$

Bohrungen ab 4 mm Dmr. sind mit Bohrern von 2,6 mm Dmr. vorzubohren.

Heftlöcher sind nach folgender Größenordnung zu bohren:

| Nietdmr. (mm) | 3 | 4 | über 4 |
|-------------------|---|---|--------|
| Heftlochdmr. (mm) | 2 | 3 | 4 |

Die Bohrarbeiten sind, wenn es die Bauteile gestatten, auf Standbohrmaschinen oder mit Hochfrequenz-Handbohrmaschinen von 42 Volt und 200 Hertz auszuführen.

Abhängigkeit der Drehzahl vom Werkstoff:

| Werkstoff | Drehzahl [U/min] für Bohrer | |
|--------------|-----------------------------|----------------|
| | bis 4 mm Dmr. | über 4 mm Dmr. |
| Leichtmetall | 6300 | 4000 |
| Stahl | 1800 | 1200 |

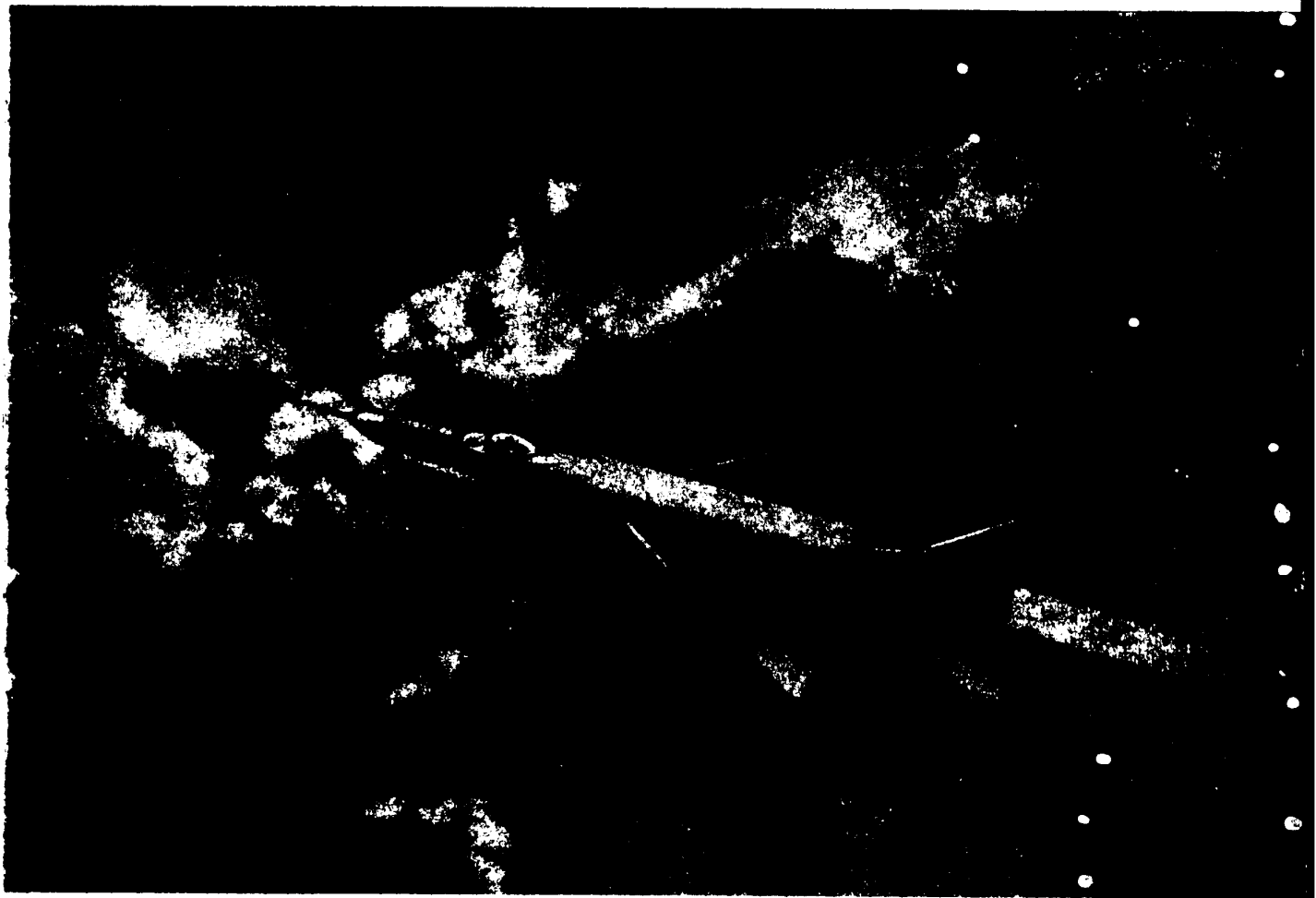
Für schwer zugängliche Bauteile stehen Preßluftteckenbohrmaschinen zur Verfügung.

(wird fortgesetzt)

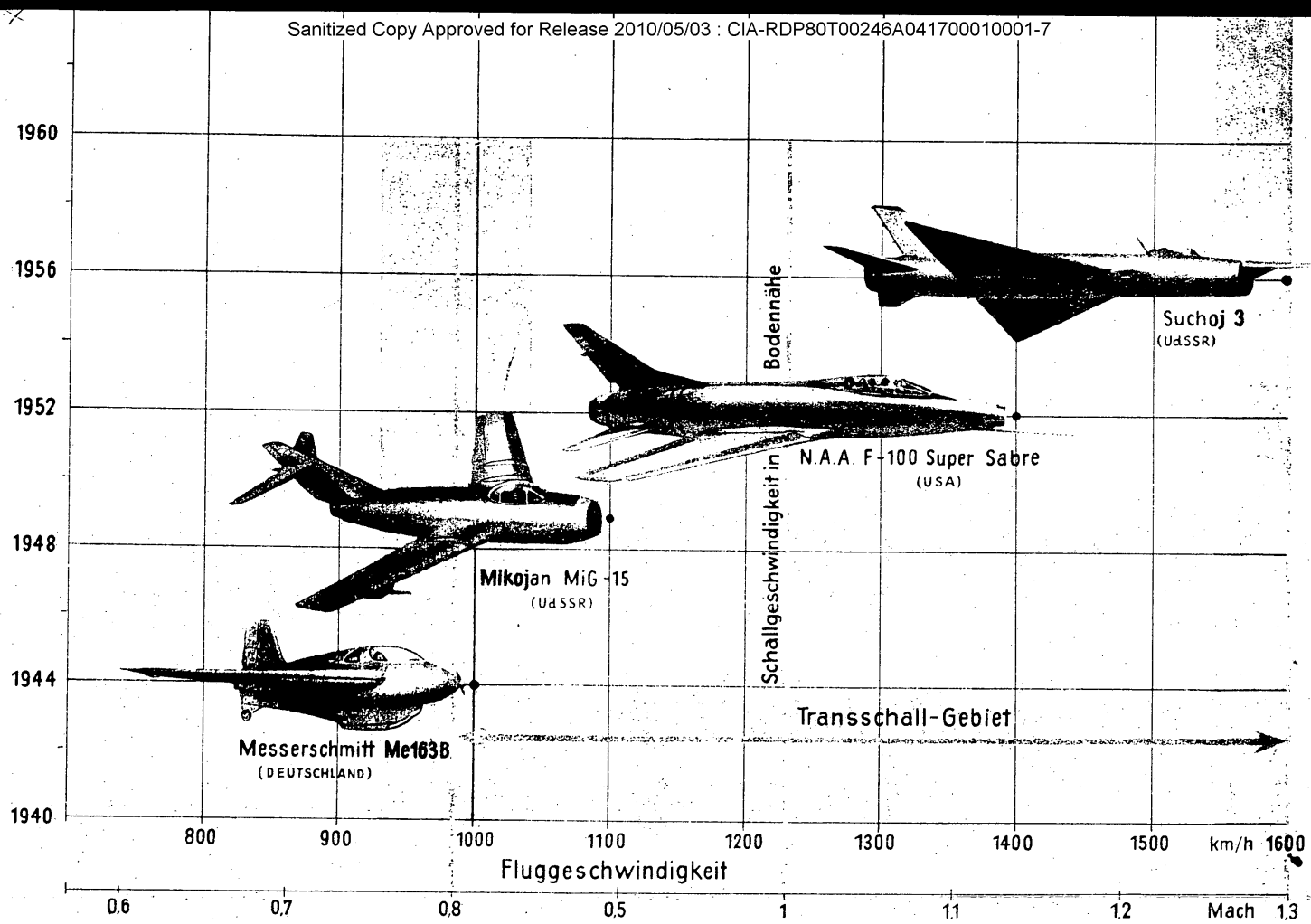
Herausgeber: Verwaltung der Luftfahrtindustrie. — Mit der Herausgabe beauftragt: Zentralstelle für Literatur und Lehrmittel, Dresden-N. 2, Postschließfach 43. Redaktionskollektiv: Obering. Besinger, Ing. Bonin, Dipl.-Ing. Buchner, Ing. Eberhard, Dipl.-Ing. Eitner, Dipl.-Ing. Everling, Dipl.-Phys. Dr. oec. Geist, Obering. Griebisch, Ing. Hartlepp, Hauptbuchhalter Kellermann, Prof. Landmann, Ing. Lorenzen, Dr.-Ing. Maschek, Obering. Mindach, Ing. Progscha, Justiziar Siebert, Verantwortlicher Redakteur: Dipl.-Ing. Helmut Schneider. — Alle Rechte an den Aufsätzen, Übersetzungen und Bildern behält sich die Zentralstelle vor. Auszüge nur mit Quellenangabe zulässig. — Die „Deutsche Flugtechnik“ erscheint monatlich und ist im Halbjahresabonnement zum Preise von DM 3,— (Heftpreis DM 0,50) über die technischen Abteilungen der Betriebe zu erhalten. — Abbestellungen müssen spätestens drei Monate vor Ablauf des Halbjahres eingehen. Nachbestellungen können jederzeit aufgegeben werden. Liefermöglichkeit vorbehalten. — Satz und Druck übernimmt im Auftrage des VEB Verlag Technik, Berlin C 2, Oranienburger Str. 13—14, VEB Druckerei der Werktätigen in Halle (Saale). Genehmigt Minist. für Kultur, HV Verlagswesen, Lizenz-Nr. 4210.

DEUTSCHE flugtechnik

MITTEILUNGEN ZUR FACHLICHEN INFORMATION
FÜR DIE MITARBEITER DER LUFTFAHRTINDUSTRIE
DER DEUTSCHEN DEMOKRATISCHEN REPUBLIK



Suchoj 3 (Sowjetunion), Deckajäger mit Antrieb durch eine Strahltriebwerke von 4500 kp Startschub.
Fluggeschwindigkeit 1400 km/h, Fluggewicht 5000 kg, Spannweite 7,45 m.



Entwicklung der Fluggeschwindigkeiten im Transschall-Gebiet von Ing. H. K. Lepitré

MITTEILUNGEN ZUR FACHLICHEN INFORMATION FÜR DIE MITARBEITER DER LUFTFAHRTINDUSTRIE
DER DEUTSCHEN DEMOKRATISCHEN REPUBLIK

Einige Bemerkungen zu den Begriffen „Mach-Zahl“ und „Schallmauer“

DK 533.6.011.35/5.001.11
533.6.011.35/5.71

Von Dipl.-Ing. W. Lehmann und Ing. G. Koscielny

In den letzten 15 Jahren hat im Flugzeugbau eine stürmische Entwicklung stattgefunden, die vor allem in einer Steigerung der Flugeschwindigkeiten von 700 bis 3000 km/h und darüber einen sichtbaren Ausdruck fand. In Veröffentlichungen über die erreichten Höchstwerte tauchten dabei immer wieder die Ausdrücke: Schallgeschwindigkeit, Mach-Zahl und Schallmauer auf; ja der letzte Ausdruck ist fast zu einem Schlagwort geworden, mit dem man eine Vielfalt von Erscheinungen, die beim schallnahen Flug auftreten, anschaulich erklären zu können glaubt. Was verbirgt sich nun hinter diesen Begriffen?

Das menschliche Ohr ist in der Lage, gewisse Luftschwingungen, die aus regelmäßig aufeinanderfolgenden Verdichtungen und Verdünnungen bestehen, aufzunehmen. Diese Schwingungen werden als Schallwellen bezeichnet; sie breiten sich nicht nur in der Luft, sondern auch in allen anderen Körpern von dem Ort, an dem sie erzeugt werden, nach allen Seiten mit einer bestimmten Geschwindigkeit — der Schallgeschwindigkeit — aus. Die Größe der Schallgeschwindigkeit ist im wesentlichen von dem Mittel, in dem die Fortpflanzung erfolgt, abhängig. Nachstehende Zusammenstellung gibt einen Überblick über die Schallgeschwindigkeiten in Medien, die im Flugzeugbau häufig vorkommen:

| | |
|--------|------------------------|
| Stahl | $c = 4714 \text{ m/s}$ |
| Wasser | $c = 1441 \text{ m/s}$ |
| Luft | $c = 340 \text{ m/s}$ |

In Luft gilt für die Schallgeschwindigkeit die Beziehung: $c = \sqrt{g \cdot \alpha \cdot R \cdot T}$, wobei g , α und R Konstanten sind ($g = 9,81 \text{ m/s}^2$, $\alpha = 1,4$, $R = 29,27 \text{ kg/m}^3 \cdot \text{K}$) und T die Temperatur in Grad Kelvin ($273 + t^\circ \text{C}$) bedeutet. Der oben angeführte Wert bezieht sich auf eine Temperatur von 15°C , er entspricht einer Höhe $H = 0 \text{ m}$ der Internationalen Normalatmosphäre (INA). Mit zunehmender Höhe nimmt die Temperatur ab, somit auch die Schallgeschwindigkeit, die in 11 km Höhe nach INA mit $c = 295 \text{ m/s}$ festgelegt ist. Oberhalb dieser Höhe wird mit konstanter Temperatur und somit auch Schallgeschwindigkeit bis zu etwa 25 km Höhe gerechnet (Bild 1).

Selbstverständlich treten in natura immer mehr oder weniger große Abweichungen von der Normalatmosphäre auf.

Mach-Zahl

Von jedem in der Luft fliegenden Flugzeug gehen nun Schallwellen aus, die durch die Triebwerke und durch Unstetigkeiten in der Umströmung der einzelnen Flugzeugteile hervorgerufen werden.

Selbst aerodynamisch hochwertigste Segelflugzeuge gleiten nicht lautlos durch die Luft, sondern sind durch ein leises Pfeifen hörbar. Außerdem finden an der Flugzeugoberfläche und in ihrer Umgebung Druckänderungen infolge der Verdrängung der Luft durch das Flugzeug statt, die sich mit Schallgeschwindigkeit fortpflanzen und bei Bildung eines Druckstoßes ebenfalls als Schall wahrnehmbar sind. Die vom Flugzeug ausgehenden Schallwellen breiten sich, wie oben dargelegt, kugelförmig nach allen Seiten aus. Bewegt sich das Flugzeug mit einer Fluggeschwindigkeit, die viel kleiner als die Schallgeschwindigkeit ist, dann breiten sich die vom Flugzeug ausgehenden Schallwellen praktisch gleichmäßig nach allen Seiten aus. Ein Beobachter sieht und hört das

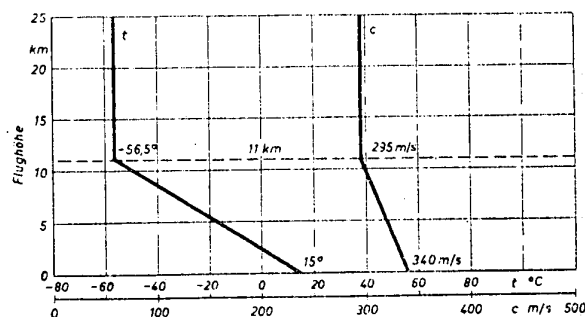
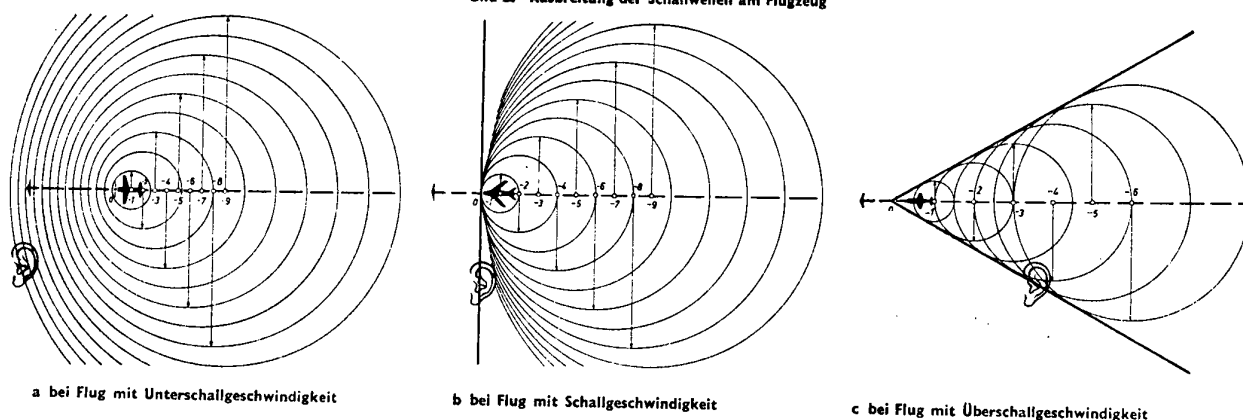


Bild 1. Temperatur t und Schallgeschwindigkeit c in Abhängigkeit von der Flughöhe H

Flugzeug herankommen (Bild 2a). Fliegt das Flugzeug gerade mit Schallgeschwindigkeit, dann kann der Schall nicht mehr dem Flugzeug vorauslaufen, ein Beobachter sieht das Flugzeug zwar sich nähern, hört es aber erst in dem Augenblick, in dem es vorbeifliegt (Bild 2b). Ist schließlich die Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges größer als die Schallgeschwindigkeit, dann findet die Ausbreitung der Schallwellen erst hinter dem Flugzeug statt. Das Flugzeug eilt seinem Schall voraus. Die von ihm ausgehenden Wellen pflanzen sich auf einem Kegelmantel fort, dessen Spitze das Flugzeug darstellt. Ein mit Überschallgeschwindigkeit fliegendes Flugzeug nähert sich völlig lautlos, fliegt lautlos vorbei, und der Beobachter hört es erst, wenn es soweit vorbeigeflogen ist, daß der Ausbreitungskegel der Schallwellen sein Ohr erreicht, Bild 2c. Dieser Kegel wird nach dem Wiener Physiker E. Mach

Bild 2. Ausbreitung der Schallwellen am Flugzeug



als „Machscher Kegel“ bezeichnet. Das Verhältnis von Fluggeschwindigkeit v zur Schallgeschwindigkeit c wird „Mach'sche Zahl“ oder auch einfach „Mach-Zahl“ genannt, $M = \frac{v}{c}$.

Der halbe Kegelwinkel α ergibt sich aus: $\sin \alpha = \frac{c}{v} = \frac{1}{M}$.

Es taucht nun die Frage auf, warum die Mach-Zahl ein so charakterisierendes Bezugsmaß darstellt. Mit Annäherung an die Schallgeschwindigkeit ändert sich entscheidend das an den einzelnen Flugzeugteilen vorhandene Druckfeld. Bei der Umströmung des Tragflügelprofils tritt eine Beschleunigung der Luft auf, so daß z. B. an seiner Oberseite bei einem Anstellwinkel, der beim Schnellflug auftritt, die Luftgeschwindigkeit das 1,2fache der Fluggeschwindigkeit beträgt (Bild 3). Dieser Wert gilt jedoch nur für Mach-Zahlen $M < 0,4$. Die auf Bild 3b aufgetragene Geschwindigkeitsverteilung bei $M = 0,80$ zeigt einen gänzlich anderen Charakter. Die maximale Übergeschwindigkeit ist größer geworden, ihr Größtwert liegt bereits über der Schallgeschwindigkeit und es tritt bei einer bestimmten Stelle eine plötzliche Geschwindigkeitsabnahme auf, die einen Umschlag von Überschall- in Unterschallgeschwindigkeit bedeutet. Die Mach-Zahl, bei der zum ersten Mal an irgendeinem Punkt des Profiles die Schallgeschwindigkeit erreicht wird, wird die „kritische Mach-Zahl“ genannt. Die kritische Mach-Zahl hängt wesentlich von der Profilform und der Profildicke ab. Sie liegt z. B. bei symmetrischen

Profilen, deren maximale Dicke in 30% ihrer Tiefe ist, zwischen $M = 0,6$ bis $0,8$ bei Profildicken von 18% bis 6%.

Auf Bild 4a und 4b sind die entsprechenden Druckverteilungen aufgetragen, wobei ein negatives Vorzeichen Unterdruck bedeutet. Bei $M < 0,4$ ist die Druckverteilung um das Profil stetig, während bei $M = 0,80$ an der Stelle, an der die plötzliche Geschwindigkeitsabnahme in Bild 3b zu bemerken war, ein Sprung in der Druckverteilung vorhanden ist. Da er eine Druckerhöhung, d. h. eine Verdichtung der Luft bedeutet, wird er als „Verdichtungsstoß“ bezeichnet. Es treten am Profil Gebiete mit Unterschall- und Überschallströmung auf. Im Gebiet der Überschallströmung kann eine Beeinflussung der weiter vorn liegenden Strömung nicht mehr auftreten, da entsprechend den obigen Ausführungen die Druckänderungen sich nicht schneller als mit Schallgeschwindigkeit fortpflanzen können. Bei Fluggeschwindigkeiten, die über der Schallgeschwindigkeit liegen, treten bereits an der Profilnase Drucksprünge in Form von Verdichtungsstößen oder Verdünnungswellen auf. Bild 5 zeigt die Druckverteilung bei $M = 2$ an einem Linsenprofil, das für Überschall besonders geeignet ist.

Entsprechend den verschiedenen Strömungszuständen am Profil unterscheidet man drei Gebiete:

1. Das Unterschallgebiet von $M = 0$ bis etwa $M = 0,80$. In diesem Gebiet sind die Druckverteilungen einander ähnlich; es treten noch keine Drucksprünge auf. Die kritische Mach-Zahl kann bereits etwas überschritten sein.

Bild 3. Geschwindigkeitsverteilung an dem Profil 000 12—0,55 40 bei Unterschallgeschwindigkeit

a für Mach-Zahl $M = 0,3$ Auftriebsbeiwert $c_a = 0,15$

b für Mach-Zahl $M = 0,8$ Auftriebsbeiwert $c_a = 0,15$

v_0 Verhältnis der örtlichen Geschwindigkeit v_0 am Profil zur Geschwindigkeit der ungestörten Strömung v

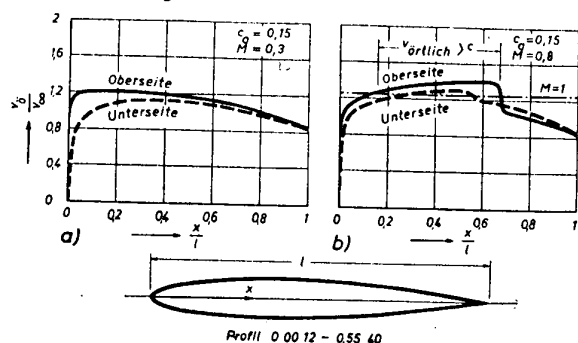
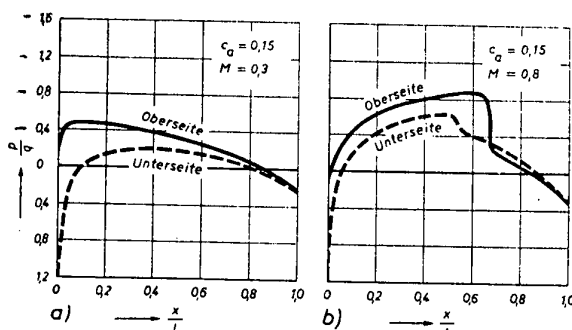


Bild 4. Druckverteilung an dem Profil 000 12—0,55 40 bei Unterschallgeschwindigkeit

a für Mach-Zahl $M = 0,3$ Auftriebsbeiwert $c_a = 0,15$

b für Mach-Zahl $M = 0,8$ Auftriebsbeiwert $c_a = 0,15$

p Verhältnis des örtlichen Druckes p am Profil zum Flugstaudruck q



2. Das Übergangsgebiet (Transschallgebiet) von $M \approx 0,8$ bis $M \approx 1,3$. In diesem Mach-Zahlbereich bildet sich allmählich die Druckverteilung der reinen Überschallströmung aus.
3. Das Überschallgebiet für $M > 1,3$.

Die Grenzen für die einzelnen Bereiche können sich selbstverständlich je nach Profilform und Profildicke, sowie je nach Gestaltung des Tragflügels etwas verschieben. Die Mach-Zahl ist also tatsächlich ein charakteristischer Wert für die am Flugzeug auftretenden Strömungsverhältnisse, wie am Beispiel des Tragflügelprofils gezeigt wurde. Bei den anderen Bauteilen zeigt sich ein ähnliches Verhalten.

Schallmauer

Aus diesen Unterschieden in den Strömungsbildern zwischen Unterschall und Überschall ist aber noch nicht erkennbar, weshalb der Begriff der „Schallmauer“ geprägt wurde. Die Strömungsverhältnisse allein können dafür nicht bestimmend gewesen sein.

Die ersten Auswirkungen der Annäherung an die Schallgeschwindigkeit machten sich an den Luftschauben bemerkbar: es begannen die Wirkungsgrade der Luftschaube stark abzusinken, und zwar trat dieses Absinken des Wirkungsgrades immer dann auf, wenn die aus Umfangs- und Fluggeschwindigkeit resultierende Gesamtgeschwindigkeit an den Blattspitzen sich der Schallgeschwindigkeit näherte. Die Verschlechterung begann bereits bei Spitzengeschwindigkeiten unterhalb der Schallgeschwindigkeit. Nach den obigen Ausführungen über die am Profil auftretenden Übergeschwindigkeiten ist jedoch klar, daß an einigen Stellen der

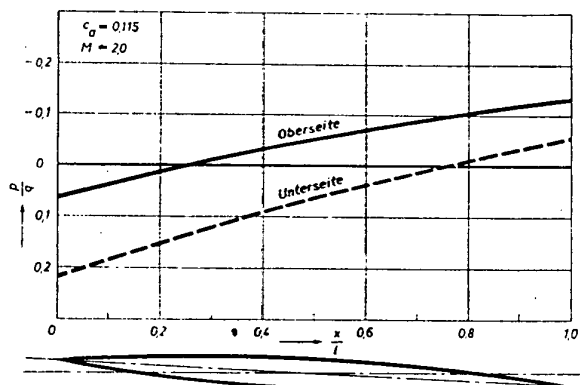


Bild 5. Druckverteilung an einem Linsenprofil bei Überschallgeschwindigkeit für Mach-Zahl $M = 2$ und den Auftriebsbeiwert $c_a = 0,115$

Luftschaubenspitzen, an denen die maximalen Übergeschwindigkeiten auftreten, die Schallgeschwindigkeit bereits überschritten ist, bevor die resultierende Gesamtgeschwindigkeit sie erreicht hat. Durch Windkanalmessungen stellte man fest, daß der Widerstand der Luftschaubenprofile bei Annäherung an die Schallgeschwindigkeit stark zunahm und sich das Verhältnis vom kleinsten Widerstand zum Auftrieb, das ein Maß für die aerodynamische Güte eines Profils ist, stark verschlechterte.

Als es dann vor fast 20 Jahren gelang, durch weitgehende Leistungssteigerung der Kolbenriebwerke und gleichzeitiger Verbesserung der aerodynamischen Güte maximale Horizontalfluggeschwindigkeiten über 650 km/h zu erreichen, begann auch an den Tragflügeln der Einfluß der Schallgeschwindigkeit wirksam zu werden.

Auch bei den Tragflügeln vergrößerte sich plötzlich der Widerstand, so daß eine weitere Geschwindigkeitssteigerung nur noch

mit unverhältnismäßig großer Steigerung der Triebwerksleistung zumal unter Berücksichtigung des Wirkungsgradabfalles der Luftschaube möglich schien. Man glaubte, daß die Höchstgeschwindigkeit der Flugzeuge an einer Grenze angelangt sei. Bild 6 zeigt den für Horizontalflug benötigten Antriebsschub pro kg Fluggewicht eines vor 15 Jahren modernen und für damalige Begriffe schnellen Flugzeuges. Man sieht, daß in einer Höhe $H = 6$ km von einer Geschwindigkeit $v = 800$ km/h ab ein steiles Ansteigen des benötigten Schubes erfolgt, und zwar bis $v = 950$ km/h fast das Drei- bis Vierfache des ohne Berücksichtigung der Widerstandszunahme infolge Annäherung an die Schallgeschwindigkeit benötigten Wertes. Das war eine Mauer, die so rasch nicht zu übersteigen war! Der steile Widerstandsanstieg begann immer bei einer Mach-Zahl, die um ein wenig

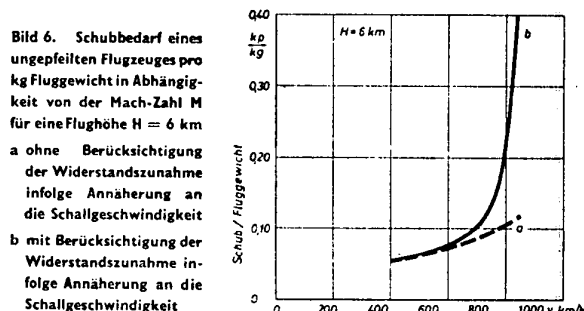


Bild 6. Schubbedarf eines ungefeilten Flugzeuges pro kg Fluggewicht in Abhängigkeit von der Mach-Zahl M für eine Flughöhe $H = 6$ km

a ohne Berücksichtigung der Widerstandszunahme infolge Annäherung an die Schallgeschwindigkeit
b mit Berücksichtigung der Widerstandszunahme infolge Annäherung an die Schallgeschwindigkeit

höher als die kritische Mach-Zahl war. Es wurde daher als erstes versucht, die maximalen Übergeschwindigkeiten am Profil klein zu halten, um so die kritische Mach-Zahl zu vergrößern. Aber dafür geeignete Maßnahmen wie Verringerung der Profildicke, Änderung der Profilform, waren nur in engen Grenzen wirksam. Die Mauer blieb bestehen.

Neben der rapiden Widerstandserhöhung trat aber noch ein weiteres schwerwiegendes Problem bei Annäherung der Fluggeschwindigkeit an die Schallgeschwindigkeit in den Vordergrund: Das Problem der Stabilität und der Steuerbarkeit. Mancher Flugzeugführer mußte den Versuch, höhere Geschwindigkeiten im Bahnneigungsflug zu erreichen, mit seinem Leben bezahlen. Erst eingehende Windkanalmessungen gaben darüber Auskunft, daß die Steuerbarkeit des Flugzeuges nach Überschreiten der kritischen Mach-Zahl stark nachließ, in manchen Fällen sogar verschwand, während andererseits die Steuerkräfte so

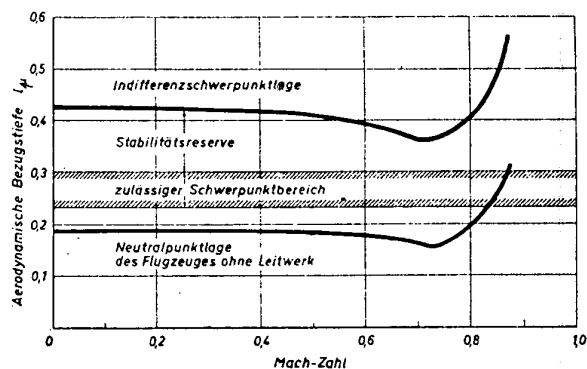


Bild 7. Indifferenzschwerpunktlage eines ungefeilten Flugzeuges in Abhängigkeit von der Mach-Zahl M

Indifferenzschwerpunktlage Lage des Flugzeugschwerpunktes, bei dem Indifferentes Gleichgewicht herrscht
Neutralpunktlage Angriffspunkt der Luftkraft bei konstantem Moment

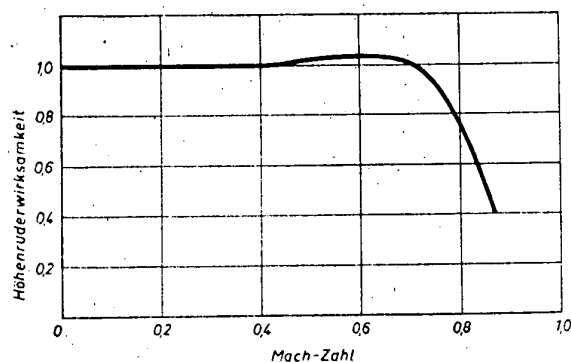


Bild 8. Wirksamkeit eines ungefeierten Höhenruders in Abhängigkeit von der Mach-Zahl M , bezogen auf die Wirksamkeit bei $M = 0$

stark anstiegen, daß es dem Flugzeugführer kaum gelang, die Ruder ein wenig in der gewünschten Richtung zu bewegen. Auch die Stabilität nahm erst merklich ab, um bei höheren Geschwindigkeiten wieder stark anzuwachsen. Auf den Bildern 7 und 8 ist die Abhängigkeit der Stabilität und der Steuerbarkeit nach

Windkanalmessungen für ein charakteristisches Beispiel in Abhängigkeit von der Mach-Zahl dargestellt. Die bei kleiner Mach-Zahl vorhandene Stabilitätsreserve sinkt im Mach-Zahlbereich von $M = 0,70$ bis $0,75$ auf die Hälfte des ursprünglichen Wertes ab. Die Steuerbarkeit fällt nach einer anfänglichen Zunahme sogar auf ein Drittel des Ausgangswertes. Die Erkenntnis dieses Verhaltens führte damals sogar vielfach zu der Meinung, daß ein Flug im Transschallgebiet niemals möglich sein werde. Man stand also auch auf dem Gebiet der Flugeigenschaften vor einer „Schallmauer“. Aber noch während des zweiten Weltkrieges wurden vor allem in Deutschland die Mittel und Wege gefunden, mit denen es gelang, die Schallmauer zu überwinden und zu überwinden, so daß bis jetzt Geschwindigkeiten von mehr als 3000 km/h mit bemannten Flugzeugen erreicht werden konnten. Den Hauptanteil an dieser Aufwärtsbewegung hatte in Verbindung mit den fast gleichzeitig entwickelten Strahltriebwerken und Raketenantrieben im wesentlichen der Pfeilflügel, auf dessen Wirkung Busemann bereits 1935 auf dem Vorkongress in Rom hingewiesen hatte.

In absehbarer Zeit wird der Flug mit Überschallgeschwindigkeit auch mit Verkehrsflugzeugen möglich sein und zu der Selbstverständlichkeiten unseres Lebens gehören.

Flu 107

Das Mittelstrecken-Verkehrsflugzeug IL 14 P

Von Ing. J. Klindert

DK 629.138.5.65F 7.052.43
629.138.5.012.014
+29.135.06 421.2
629.135.012.531

Das als freitragender Tiefdecker und in Ganzmetallbauweise ausgeführte Mittelstrecken-Verkehrsflugzeug IL 14 P ist für den Einsatz auf kurzen und mittleren Luftverkehrslinien bestimmt. Der Fluggastraum ist normal mit 26 Sitzen ausgestattet, jedoch sind auch Sonderausführungen bis zur Luxusausführung vorgesehen.

Die Besatzung besteht aus 5 Personen; dem ersten und zweiten Flugzeugführer, dem Funker, dem Bordwart und der Stewardess.

Tragwerk

Die freitragend in Schalenbauweise und Glattblechbeplankung ausgebildete Tragfläche besteht aus dem mit dem Rumpf fest verbundenen Tragflächenmittelstück und den beiden abnehm-

baren Außentragsflächen. Das rechte Querruder besitzt eine Trimmklappe, zwischen Querruder und Rumpf sind Landeklappen mit Hydraulikbetätigung vorgesehen.

Rumpfwerk

Der ungeteilte Rumpf mit kreisförmigem Querschnitt in Schalenbauweise besitzt Spanten, Stringer und Glattblechbeplankung.

Leitwerk

Höhen- und Seitenleitwerk sind freitragend ausgeführt. Alle Ruder besitzen Trimmklappen und Gewichtsausgleich. Höhen- und Seitenflossen in Schalenbauweise, die Ruder sind stoffbespannt.

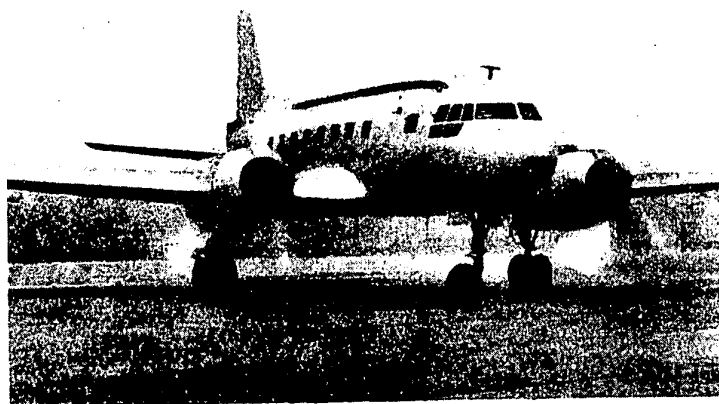
Fahrwerk

Das Fahrwerk besteht aus dem schwenkbaren Bugrad und den Doppelrad-Hauptfahrwerken. Das Bugradfahrwerk wird nach hinten und oben in den Rumpfbug eingefahren, die Hauptfahrwerke nach vorn in die Motorgondeln. Die Doppelräder der Hauptfahrwerke sind mit Öldruckbremsen ausgerüstet. Das Ein- und Ausfahren erfolgt hydraulisch.

Triebwerk

Der Antrieb des Flugzeuges erfolgt durch zwei am Tragflächenmittelstück in Motorgondeln eingebaute luftgekühlte Vierzehn-Zylinder-Doppelstern-Einspritzmotoren mit je 1900 PS Startleistung. Die Vierblatt-Verstellluftschrauben mit 3,8 m Durchmesser besitzen zusätzlich eine Einrichtung für Segelstellung der Luftschraubenblätter.

Bild 1. Vor dem Start der IL 14 P



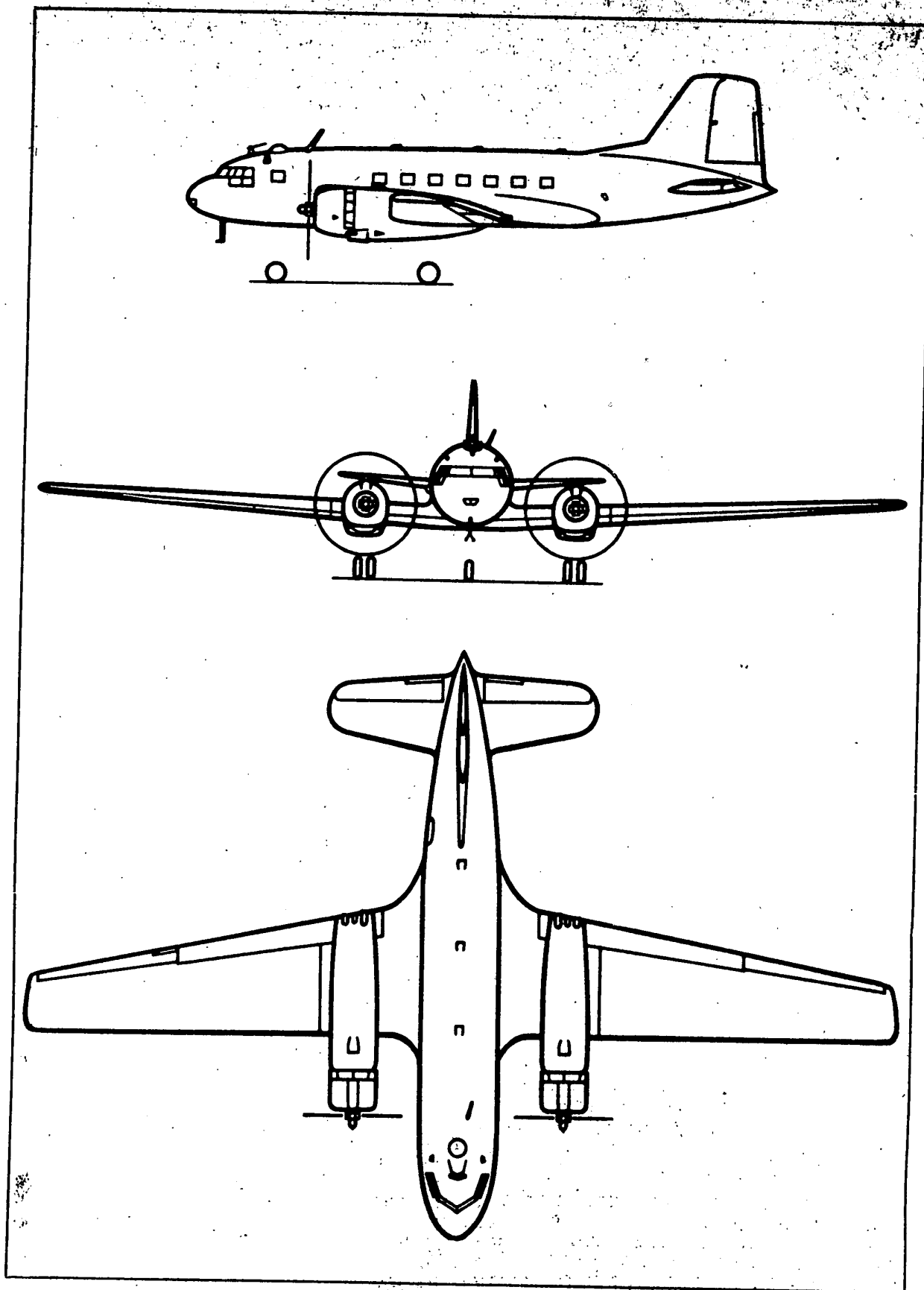


Bild 2. Übersichtszzeichnung von der IL 14 P.



Bild 3. Besichtigung der IL 14P

Die Triebwerke sind als geschlossene Einheiten, welche den Motor, den Motorträger, die Verkleidung und Hilfsaggregate umfassen, ausgebildet und in ihrer Gesamtheit als auch in Einzelaggregaten auswechselbar.

In den beiden Außentragflächen sind je vier Kraftstoffbehälter mit einem Gesamtfassungsvermögen von 3500 l Kraftstoff eingebaut. Das Betanken der Kraftstoffbehältergruppen der linken und rechten Tragfläche kann aus Zeitersparnis gleichzeitig erfolgen. Die für jedes Triebwerk vorgesehenen Schmierstoffbehälter fassen insgesamt 220 l Schmierstoff.

Restwarnanlagen für Kraft- und Schmierstoff zeigen durch Aufleuchten von roten Lampen dem Flugzeugführer an, wenn nur noch die Kraft- bzw. Schmierstoffrestmengen zur Verfügung stehen.

Hydraulikanlage

Eine übersichtliche betriebssichere Hydraulikanlage ist für das Aus- und Einfahren des Haupt- und Bugfahrwerkes, die Bremsung des Hauptfahrwerkes, die Betätigung der Landeklappen sowie der Rudermaschine der Autopilotanlage und der hydraulischen Scheibenwischer an den Sichtscheiben der Flugzeugführerkabine eingebaut. Als Sicherheitsmaßnahme ist eine Hydrauliknotbetätigung von Hand für das Ausfahren des Haupt- und Bugfahrwerkes, das Ausfahren der Landeklappen und die Bremsung des Hauptfahrwerkes vorgesehen.

Bei Gesamtausfall der Hydraulikanlage wird das Bugfahrwerk mittels Preßluft, das Hauptfahrwerk durch sein Eigengewicht und den Staudruck ausgefahren. Die Betätigung der Hauptfahrwerksbremsen erfolgt dann ebenfalls durch eine Preßluft-Notanlage.

Das ordnungsgemäße Ausfahren und Verriegeln der Fahrwerke wird dem Flugzeugführer am Gerätebrett angezeigt; vom Boden aus ist bei Nacht beim Anschweben des Flugzeuges durch das Aufleuchten von 3 Kontrollämpchen, welche an den Federbeinen der Fahrwerke sitzen, erkennbar, daß diese ausgefahren und verriegelt sind. Eine akustische Anlage warnt den Flugzeugführer, wenn er zur Landung ansetzt, die Fahrwerke jedoch noch nicht ausgefahren hat.

Nachrichtenübermittlung und Navigation

Für die Nachrichtenübermittlung von Bord zu Bord und von Bord zu Boden und umgekehrt sind drei voneinander unabhängige Sende- und Empfangs-Funkstationen, zwei Kurzwellen-Sende- und -Empfangsanlagen für Telefonie und Telegraphie sowie ein Ultra-Kurzwellen-Sende- und -Empfangsgerät für Telefonie, vorhanden, so daß selbst bei Ausfall von zwei Anlagen der Funkver-

kehr gesichert bleibt. Die Verständigung der Flugzeugbesatzung untereinander erfolgt durch eine Telefonie-Eigenverständigungsanlage.

Eine Autopilotanlage (Dreiachssteuerung) entlastet bei Fernflügen die Flugzeugführer und garantiert wirtschaftlichsten Flug. Diese Dreiachssteuerung kann bis zur Gipfelhöhe des Flugzeuges eingeschaltet werden. Sie bleibt auch im Einmotorenflug wirksam.

Für Blind- und Nacht-Flüge sowie Blindlandungen sind außer den üblichen Navigationsgeräten wie Magnet- und Fernkompaß (Mutter- und Tochterkompaß), Kreiselhalbkompaß, Wendeanzeiger, Wendehorizont u. a., zwei Funkpeilanlagen für Eigenpeilung, ein Funk-Höhen- und ein Funk-Entfernungsmesser sowie ein Markierungsempfänger, welcher das Vor- und Haupteinflugzeichen des angesteuerten Flugplatzes optisch und akustisch anzeigt, eingebaut. Ein Kurs- und Gleitwegempfänger gibt am Kreuzzeigerinstrument den richtigen Gleitweg und Kurs bei der Landung an.

Vereisungsschutz

Um auch bei ungünstigen meteorologischen Verhältnissen (Vereisungsgefahr) größte Sicherheit zu gewährleisten, sind in die Außentragflächennasen sowie in die Höhen- und Seitenleitwerksflossen Warmluftenteisungen eingebaut. Die Luftschrauben besitzen Flüssigkeitsenteisung. Die Sichtscheiben der Flugzeugführerkabine sind gegen Beschlagen und Vereisung vierfach gesichert durch: elektrische Beheizung, Warmluftbestrahlung, Flüssigkeitsenteisung und hydraulische Scheibenwischer. Die Staurohre sowie die Lufthutzen sind elektrisch bzw. warmluftbeheizt.

Durch eine Vereisungsvorwarnanlage werden die Flugzeugführer rechtzeitig auf eine eventuelle Vereisungsgefahr hingewiesen.

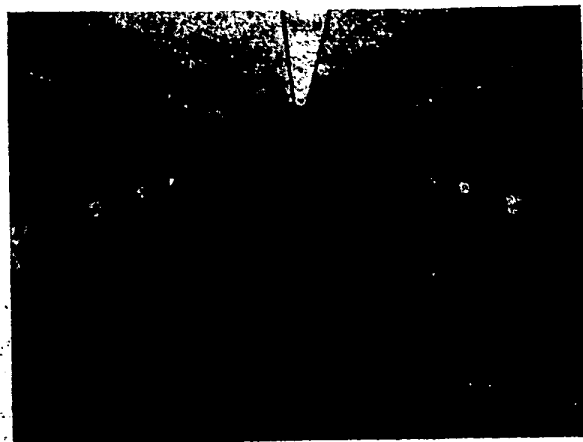
Brandschutz

Eine zuverlässige Brandschutzanlage in den beiden Triebwerken, bestehend aus Feuerwarn- und Feuerlöscheinrichtung, bietet höchste Sicherheit gegen Brandgefahr. Zusätzlich befinden sich noch zwei Handfeuerlöscher im Fluggastraum.

Ein Gang durch den Rumpf

Nach dem Eintritt durch die an der rechten Rumpfsseite angeordnete Einstiegtür (Bild 3) befinden wir uns im Vorraum des Fluggastraumes. Dieser Vorraum weist u. a. eine große Kleider-

Bild 4. Blick in den Fluggastraum, in Flugrichtung gesehen



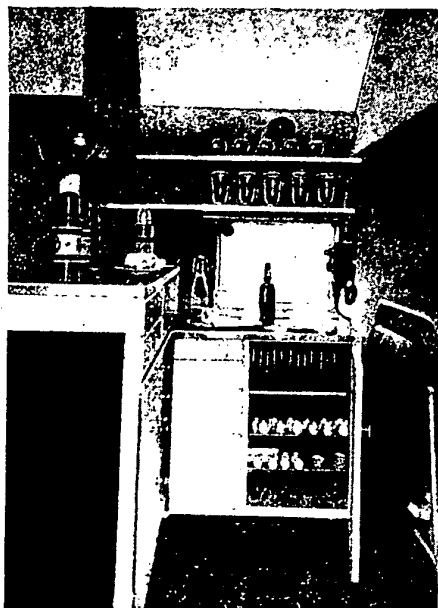


Bild 5. Blick in die Anrichte

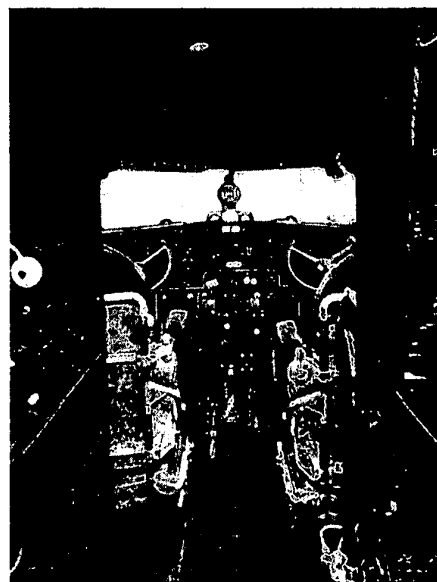


Bild 6. Blick in die Flugzeugführerkabine. Zwischen den beiden Sitzen Hauptbedienpult, darüber das Instrumentenbrett. Über der Sichtscheibe Schalt- und Bedienanlagen

und Hutablage auf. Rechter Hand befindet sich der Durchgang zum Fluggastraum, links je eine Tür zum zweckmäßig ausgeführten Waschraum mit WC und zum hinteren Gepäckraum. Wenn wir den modern ausgestatteten eleganten, in harmonischen Farbtönen gehaltenen Fluggastraum (Bild 4) betreten, sehen wir 12 bequeme Doppel- und zwei ebensolche Einzelsitze an großen, gegen Beschlagen gesicherten und gute Sicht bietenden Fenstern mit Doppelscheiben. Die weiche Polsterung der Sitze sichert den Fluggästen einen angenehmen Flug. Seitlich über diesen befinden sich Einzel-Frischluftduschen. Eine Frischluftbeheizung mit steter Lüftererneuerung bietet bei jeder Witterung sowie bei Flügen in größeren Höhen eine angenehme Raumtemperatur. Außer der Leuchtrohrenbeleuchtung sind in den Handgepäcknetzhalterungen als weitere Annehmlichkeit Leselampen

eingebaut. In den Sitzarmlehnen befinden sich Aschenbecher; die Sitzrücklehnen weisen Klapptischchen auf. Rufknöpfe für das Heranrufen der Stewardess sind neben den Sitzen an der Kabinenwand vorhanden.

Wenn wir die zum Bug führende Tür öffnen, gelangen wir in die Anrichte (Bild 5), das Reich der Stewardess, die in kürzester Zeit für das leibliche Wohl der Fluggäste sorgt. Links von der Anrichte befindet sich der vordere Gepäckraum.

Beim Weitergehen nach vorn betreten wir zunächst den Hydraulikraum, welcher auch einen Teil der Feuerlöschanlage beherbergt, dann den Funkraum mit den bereits erwähnten zahlreichen Anlagen und zuletzt die Flugzeugführerkabine (Bild 6), das Hirn des Flugzeuges. In dieser sind die zahlreichen, meist doppelt vorhandenen Instrumentierungen übersichtlich eingebaut.

Flu 114

Kenndaten des Flugzeuges IL 14 P

Abmessungen

| | |
|----------------------|--------|
| Spannweite | 31,7 m |
| Länge, gr. | 21,3 m |
| Höhe, gr. | 7,9 m |

Flächeninhalte

| | |
|--|----------------------|
| Tragfläche mit Querruder | 100,0 m ² |
| Querruder, ges. | 7,2 m ² |
| Landeklappen, ges. | 15,8 m ² |
| Höhenleitwerk | 21,3 m ² |
| Seitenleitwerk | 12,6 m ² |
| Flügelstreckung | 10,0 |
| Tragflächenumriß | trapezförmig |
| aerodyn. Flächentiefe | 3,4 m |
| V-Form: Tragflächenmittelstück | 3° |
| V-Form: Außentragfläche | 3° 30' |

Fahrwerk

| | |
|---|-------|
| Spurweite des Hauptfahrwerkes | 7,7 m |
|---|-------|

| | |
|---|--------------|
| Abstand: Bugrad-Hauptfahrwerk | 5,4 m |
| Bereifung der Doppel- | |
| Haupt-Räder | 840 × 300 mm |
| Bereifung des Bugrades | 770 × 330 mm |

Gewichte (Ausführung für 26 Fluggäste)

| | |
|-----------------------|----------|
| Rüstgewicht | 12100 kg |
| Zuladung | 4400 kg |
| Fluggewicht | 16500 kg |

Triebwerk

| | |
|--|-------------|
| Zwei luftgekühlte 14-Zylinder, Doppelstern-Einspritz-Motoren mit Kaltstarteinrichtung. | |
| Startleistung | 2 × 1900 PS |
| Drehzahl | 2600 U/min |
| Luftschauben vierflüg., m. Regelstellung | |
| Luftschauben-Durchmesser | 3,8 m |

Leistungen

| | |
|--|-------------------------|
| Wirtschaftliche Reisefluggeschwindigkeit | 320 km/h |
| Einsatzstrecke | 1500 km |
| Dienstgipfelhöhe | 7000 m |
| Rollstrecke bis zum Abheben | 470 m |
| Start bis auf 25 m Höhe | 1020 m |
| Ausrollstrecke bei Landung | 430 m |
| Landstrecke aus 25 m Höhe | 860 m |
| Tragflächenbelastung | 165 kg/m ² |
| Leistungsbelastung | 4,35 kg/PS |
| Flächenleistung | 38 PS/m ² |
| Schraubenflächenleistung | 168,1 PS/m ² |

Bei Ausfall eines Motors nach dem Abheben beim Start ist ein weiteres Steigen möglich, so daß der Reiseflug gefahrlos einmotorig fortgesetzt werden kann.

Bauweisenentwicklung in der Flugzeugfertigung

Von Obering. F. Freytag

DK 629.135.012/014,71
629.135.012.215
629.135.012.11—417.3

Einleitung

Im Laufe der Zeit hat sich die Luftfahrttechnik so entwickelt, daß sie heute als ausgesprochener Komplex betrachtet werden kann. Die Entwicklung eines Flugzeuges, das aus Zelle, Triebwerken und verschiedensten Geräten besteht, bindet in großer Anzahl viele Zweige von Wissenschaft und Technik, wenn das Endprodukt den neuzeitlichen Ansprüchen gerecht werden soll. Die erwartete technische Leistung erfordert eine große Menge Forschungs- und Entwicklungsarbeit auf so vielen Gebieten, daß die Luftfahrttechnik als integrierender Faktor für die gesamte Industrie eines Landes anzusehen ist. In einem derart hohen Maße ist das bei keinem anderen technischem Erzeugnis der Fall.

Inzwischen ist in dieser Beziehung ein Zustand erreicht, der eine bedeutende Kapazität an technischem Aufwand und finanziellen Mitteln erfordert. Wenn darüber hinaus mit der Weiterentwicklung der Luftfahrttechnik in anderen Ländern zumindest Schritt gehalten werden soll, so erscheint es einleuchtend, daß noch erheblich mehr Aufwendungen getrieben werden müssen. Um auf allen Gebieten der Luftfahrttechnik gleichzeitig alle Arten von Luftfahrzeugen, einschließlich der notwendigen Triebwerke und Geräte, Entwicklung und Fertigung voranzutreiben, sind Mittel erforderlich, die nur von sehr großen Ländern getragen werden können. Die Auswirkung dieser Feststellung besagt, daß kleinere Staaten ihre Luftfahrttechnik auf Teil- oder Spezialgebiete ausrichten müssen.

Um einen Begriff von der Größenordnung des erforderlichen Aufwandes zu vermitteln, seien einige Zahlen aus der Entwicklung der Luftfahrtindustrie der USA und England herausgegriffen.

| Entwicklung des Personalstandes der Luftfahrtindustrie | | | |
|--|---------|---------|---------|
| Jahr | 1954 | 1955 | 1956 |
| USA | 800 000 | 850 000 | 885 000 |
| England | 230 000 | 243 000 | 254 000 |

Demgegenüber ist es von Interesse, wenn man einmal die Anzahl der Beschäftigten in dem nächstfolgenden kleineren Industriezweig, der Stahlindustrie, in den USA zum Vergleich heranzieht. Diese betrug im Jahre 1956 etwa 615 000 Personen und damit nur rund 70% der Luftfahrtindustrie.

Ein Faktor, der sehr maßgebend den Entwicklungsaufwand von Luftfahrzeugen beeinflusst, ist die geforderte Fluggeschwindigkeit. Es erscheint einleuchtend, daß mit Zunahme der Fluggeschwindigkeit zunächst die Probleme schwieriger zu lösen sind, wodurch Zeit und Aufwand für die Entwicklung eines Flugzeugmodells umfangreicher werden müssen. Ganz besonders gilt das für Flugzeuge, die eine Geschwindigkeit besitzen sollen, die in der Nähe der Schallgeschwindigkeit oder sogar noch erheblich darüber liegt. Trotz dieser Tatsachen ist ein stetiges Wachsen der Fluggeschwindigkeiten bei allen Flugzeug-Kategorien festzustellen. Wie Bild 1 erkennen läßt, ist die Fluggeschwindigkeit propellergetriebener Verkehrsflugzeuge im Laufe der letzten 35 Jahre von 200 km/h auf annähernd 700 km/h gestiegen. Die Einführung von Turbinen-Luftstrahl-Triebwerken bringt eine sprunghafte Steigerung der Fluggeschwindigkeit von etwa 150 km/h mit sich. Moderne Verkehrsflugzeuge mit TL-Triebwerken erreichen heute Mach-Zahlen von $M = 0,8$ und fliegen damit bei 80% der von einer Höhe $H = 11$ km ab konstant bleibenden Schallgeschwindigkeit, die hier eine Größe von $c = 1065$ km/h besitzt. Dabei ist zu bemerken, daß alle Flugzeuge mit Turbinen-Luftstrahl-Triebwerken aus Gründen der Wirtschaftlichkeit in der jeweils größtmöglichen Höhe fliegen müssen. Es ergeben sich dabei Reiseflughöhen, die zwischen 10 und 14 km liegen.

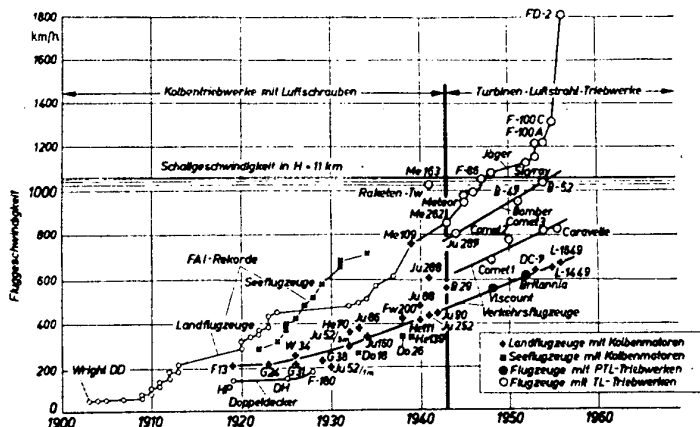
Bedingt durch die steigenden Fluggeschwindigkeiten und die Erfordernisse, die sich aus dem Flug in großen Höhen ergeben, änderten sich die Flugzeugformen. Diese Änderungen zusammen mit den Belangen, die von aerodynamischer und flugmechanischer Seite aus gestellt werden müssen, bewirken, daß auch die Bauweisen der Flugzeugzellen der Summe der gestellten Anforderungen gerecht werden.

Fertigungsmethoden älterer Flugzeuge

Im Jahre 1919 wurde von Professor Junkers der Typ F 13 entwickelt. Es war das erste Verkehrsflugzeug in Tiefdecker-Anordnung, das aus Leichtmetall gebaut wurde. Auf Grund umfangreicher Versuche war eine Bauweise entwickelt worden, bei der die Außenhaut aus Dural-Wellblech bestand, wodurch ein zusätzlicher Aufwand für formgebende Rippen entfiel. Die Innenkonstruktion des Flügels bestand aus in Spannweitenrichtung verlaufenden Duralrohrgurten. Zwischen den einzelnen Rohrgurten befand sich ein räumliches Diagonalfachwerk aus besonders geformten Duralblechprofilen. Die erste Skizze von Bild 2 stellt schematisch einen Schnitt durch einen derartig aufgebauten Flügel dar. Als Ruder bewährte sich der ebenfalls in der Skizze festgehaltene Junkers-Doppelflügel sehr gut. Der für die Anwendung einer solchen Flügelbauweise mögliche Geschwindigkeitsbereich geht bis etwa 300 km/h unter Verwendung eines Flügelprofils mit einem Dickenverhältnis von etwa 18%.

Diese Bauweise ist die einfachste, die überhaupt möglich ist. Für die Diagonalausstrebung des Flügelgerüsts wurde nur eine einzige Form von Streben benutzt. Die sieben Rohrgurte

Bild 1. Entwicklung der Fluggeschwindigkeiten seit 1900.



einer Flügelseite waren vollkommen gleich. Auf diese Art war es möglich, aus nur zwei verschiedenen Teilen die Gerüste für beide Flügelseiten aufzubauen. Die vorgeordnete Wellblechhaut wurde dann auf die Flügelgerüste aufgenietet. In ähnlicher Weise waren auch die Leitwerke der F 13 aufgebaut. Auch der Rumpf hatte einen sehr einfachen Aufbau. Zur Herstellung wurden für die Knotenpunkte nur wenige verschiedene Formen von Knotenblechen verwendet. Die Einfachheit der Konstruktion der F 13 wurde von keinem folgenden Flugzeugmuster wieder erreicht.

Die Steigerung der Fluggeschwindigkeit zwang zum Verlassen der Wellblechbauweise und führte zur Verwendung von Glatteblech als Außenhaut. Dabei ist es unzweckmäßig, die Vielzahl von Rohrgurten beizubehalten, da zur Erhaltung der Formsteifigkeit des glatten Bleches Rippen erforderlich sind. Diese müßten dann über die Rohrgurte gefädelt oder in Teilstücken zwischen den Gurten angebracht werden. Aus diesen Gründen ist es zweckmäßiger, die erforderlichen Gurtquerschnitte an Ober- und Unterseite des Tragwerkes zu weniger, z. B. zwei Gurten zusammenzufassen. Diese Gurte liegen dann in der Außenkontur des Flügels, wodurch die maximal mögliche Trägerbauhöhe vollkommen ausgenutzt werden kann. Die Rippen bestehen bei diesem

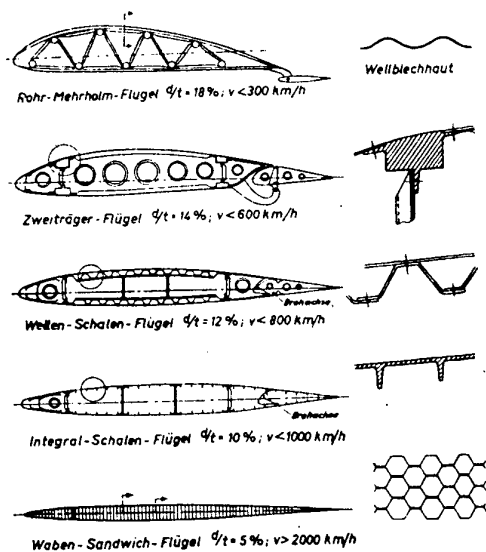


Bild 2. Entwicklung der Flügelbauweisen
d: t Dickenverhältnis; d: Profilstärke; t: Flügeltiefe

Aufbau aus 3 Teilen, die auf Querkraft an den Trägerstegen befestigt werden. Infolge der gesteigerten Geschwindigkeit ist es erforderlich, die Profildicke geringer zu wählen, wobei ein Dickenverhältnis von 14% bei Fluggeschwindigkeiten bis 600 km/h als obere Grenze gelten kann.

Die zweite Skizze von Bild 2 zeigt den ungefähren Aufbau einer solchen Bauweise. Dabei wurde das sehr wirksame Spalttruder angenommen, dessen Widerstand erheblich geringer ist, als der des Doppelflügels. Diese Ruderbauart erfordert aber wegen ihres außerhalb der Kontur liegenden Drehpunktes Ausleger, die die Rudertlager aufnehmen müssen. Aus Gründen der Vereisungsgefahr sind derartige Ruderausleger unerwünscht.

Eine weitere Steigerung der Geschwindigkeit erfordert die Verwendung noch dünnerer Flügelprofile. Dadurch wiederum würden die einzelnen Gurte bei möglichst geringem Gewichtsaufwand

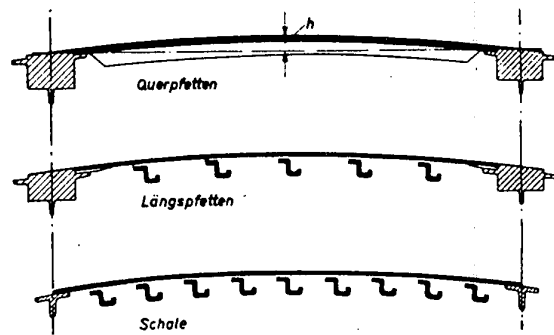


Bild 3. Entwicklung der Schalenbauweise

eine derartige Breite bekommen, daß sie ohne Stützung nicht mehr steif genug stehen können. Es ist dann wesentlich zweckmäßiger, die Gurte in dem ganzen Gebiet zwischen den Trägern aufzuteilen, wodurch erreicht wird, daß die Außenhaut zum Tragen herangezogen wird. Blechfelder, die auf diese Weise für die Lastaufnahme versteift sind, faßt man unter der Sammelbezeichnung Schalen zusammen. Die in der 3. Skizze auf Bild 2 zur Darstellung gebrachte Schalenbauweise deutet ein mit Blechwellen versteiftes Feld an. Die Wellenschalen haben den außerordentlichen Vorteil, erst bei sehr großen Spannungen auszuweichen. Ein Nachteil der Bauweise ist die sehr große Nietarbeit, da vor dem Aufziehen der Außenhaut die einzelnen Wellen zusammengenietet werden müssen. Der Verwendungsbereich dieser Bauweise geht bei Flügeln mit etwa 12% Dickenverhältnis bis zu Geschwindigkeiten von rund 800 km/h, besonders bei Verwendung gefeilter Flügel. Zur weiteren Verringerung des schädlichen Widerstandes werden in diesem Geschwindigkeitsbereich vielfach Ruder verwendet, deren Drehachse in der Nähe der Profilaußenkontur liegt. Dadurch ist die Möglichkeit gegeben, auch die Antriebsorgane innerhalb der Profilkontur unterzubringen, wodurch keinerlei Aus- und Anbauten entstehen. Desgleichen ist diese Ruderanordnung bezüglich der Vereisung außerordentlich günstig.

In der vierten Skizze des Bildes 2 ist eine mögliche Weiterentwicklung der Schalenbauweise für ein 10prozentiges Profil dargestellt. Für Geschwindigkeiten in der Nähe von 1000 km/h ergeben sich aus der Forderung nach großer Flügelsteifigkeit Außenhautdicken, die es gestatten, die Hautstützung mit relativ leichten Längsprofilen durchzuführen. Dieser Weg führt zu einer Integralschale, bei der Haut- und Versteifungsprofile aus einem Stück bestehen. Der zusätzliche Vorteil dieser Bauweise ist der geringe Aufwand an Nietarbeit und die Möglichkeit der Verwendung des Schalenkastens als Brennstoffbehälter.

Wenn die Geschwindigkeit für ein Flugzeug noch weiter gesteigert wird und schließlich in die Gegend von 2000 km/h und mehr kommt, so ist es erforderlich, die Flügeldicken noch weiter herabzusetzen. Das Dickenverhältnis darf nur noch etwa 5% und darunter betragen. Für die Steifigkeit sind aber noch wesentlich höhere Werte als bisher zu verwirklichen.

Die Außenhaut solcher Flügel wird dann so dick, daß eine geringe, aber überall wirksame Stützung der Blechschalen genügt. Wabenartig zusammengeklebte Bleche mit Dicken von 0,05 bis 0,15 mm, die annähernd senkrecht zwischen Ober- und Unterschale geklebt werden, sind imstande, die Stützung zu übernehmen. Desgleichen finden auch vielfach Schaumstoffe wie Schaumpolystyrol und Moltopren Verwendung.

Entwicklung zur Schalenbauweise

Die Bauweisen der Flugzeugteile mußten unter Berücksichtigung der Ergebnisse von Festigkeitsuntersuchungen den Forderungen der Aerodynamik Rechnung tragen. Den folgenden Betrachtungen soll ein Flügel in zweiholmiger Bauweise mit normaler versteifter Außenhaut aus Glattblech zugrunde gelegt werden. Die obere Skizze in Bild 3 zeigt einen Querschnitt durch die Oberdecke eines zweiholmigen Flügels. Die zwischen den Gurten liegende Glattblechhaut ist durch in Flugrichtung liegende Profile versteift. Durch die Form des Flügelprofils ergibt es sich dabei, daß die Blechhaut um den Betrag h die am stärksten gedrückten Fasern der Obergurte überhöht. Die an dem höchsten Punkt herrschende Spannung muß um einen Betrag, der im Verhältnis der Höhe h zur halben Trägerhöhe liegt, größer sein als die Spannung in den äußeren Fasern der Obergurte. Für die Dimensionierung ergeben sich nun zwei Möglichkeiten. Einmal können die Gurte der Träger ausdimensioniert sein, dann wird bei der maximalen Spannung in den Gurten die Oberhaut entsprechend der ihr aufgezwungenen Spannung ausbeulen. Beim anderen Mal kann der äußerste Punkt des Blechfeldes auf die kritische Beulspannung dimensioniert werden, wodurch sich an den Obergurten eine Spannung ergibt, die erheblich unter der maximal möglichen liegt. Während man im ersten Fall mit aerodynamisch unzulässigen Oberflächenverhältnissen rechnen muß, ergeben sich im zweiten Fall untragbare Gewichtsverhältnisse.

Um hier wesentliche Verbesserungen zu erreichen, geht man dazu über, die Versteifungen der Haut nicht in Flugrichtung zu legen, sondern sie in der Richtung der Obergurte verlaufen zu lassen. Dadurch wird erreicht, daß die Versteifungsprofile einen Teil der Druckbeanspruchung der Haut mit übernehmen und die Haut selbst weitgehend vor dem Ausbeulen bewahren. Nun übernehmen Haut und Versteifungsprofile einen Teil der Drucklast, wodurch die Trägergurte wiederum entlastet werden und dementsprechend kleinere Querschnittsflächen erhalten können. Dieser Zustand ist in der mittleren Skizze von Bild 3 wiedergegeben.

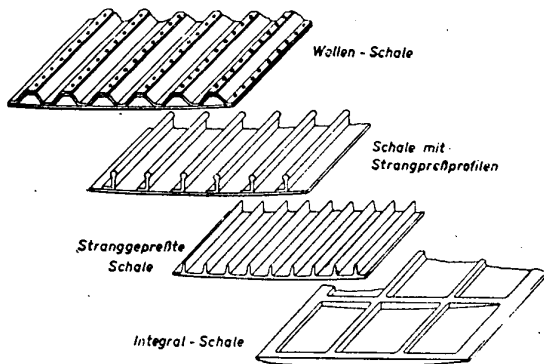


Bild 4. Verschiedene Schalenbauweisen

Bei noch weitergehender Versteifung und zunehmender Dicke der Außenhaut übernimmt dieses versteifte Blechfeld immer mehr von der auftretenden Drucklast, wodurch die Trägergurte in zunehmendem Maße entlastet werden. Schließlich ist die versteifte Oberhaut in der Lage, so viel von der Drucklast aufzunehmen, daß eigentliche Trägergurte nicht mehr erforderlich sind. In diesem Fall können an Stelle der Trägergurte einfache Anschlußprofile mit T-Querschnitt angeordnet werden, wie dies die untere Skizze von Bild 3 darstellt. In der so geschilderten Art kann man sich die Entwicklung der Schalenbauweise vorstellen.

Einige z. Zt. gebräuchliche Schalenkonstruktionen sind in Bild 4 dargestellt. Während die obere Schale eine solche mit Wellenversteifung zeigt, ist bei der nächsten abgebildeten Schale die Versteifung durch einzelne Profile erreicht worden. Als Fügeverfahren kann man sich grundsätzlich in beiden Fällen drei Möglichkeiten vorstellen: Nieten, Punktschweißen und Kleben.

Die nächsten beiden Schalenkonstruktionen stellen Integralbauweisen dar. Die erste von diesen kann im Strangpreßverfahren hergestellt werden, wobei das stranggepreßte Halbzeug entweder als ebene Platte mit Versteifungsrippen oder als mit Längsrippen versehenes Rohr, das nach dem Pressen aufgeschnitten und auseinandergerollt wird, gefertigt wird. Die zweite Schale wird so hergestellt, daß aus einer dicken Platte durch entsprechende Zerspanung das zwischen den erforderlichen Versteifungen liegende Material herausgearbeitet wird. Auf diese Weise ist es möglich, sowohl die Hautstärken als auch die Abmessungen der Versteifungsrippen auf das jeweils örtlich erforderliche Minimum zu bringen. Gewichtlich stellt diese Schalenkonstruktion ganz offensichtlich das mögliche Optimum dar. Allerdings kann diese Bauweise zweckmäßig nur für Flügel geringerer Dicke und großer erforderlicher Steifigkeit zur Anwendung gebracht werden.

Hohlshellenbauweise

Bei allen bisher üblichen Bauweisen war die Zusammenfügung eines Bauteiles aus den einzelnen Baugruppen praktisch gleich. Ausgehend von einer im Inneren des Bauteiles liegenden Baugruppe wurde der Aufbau folgemäßig von innen nach außen heraus durchgeführt. Dabei wurden die einzelnen Baugruppen in gesonderten Vorrichtungen gefertigt. So ging z. B. der Aufbau des Rumpfes so vor sich, daß nach Fertigung der einzelnen Rumpfspanten in entsprechenden Vorrichtungen diese Spante in einer Großvorrichtung aufgestellt wurden. Danach erfolgte der Einbau der erforderlichen kräftigen Längsgurte und der Pfetten. Dieses Gerüst wurde durch Nieten miteinander verbunden. Nach Ausführung dieser Arbeiten wurde der ganze Rumpf meist von hinten beginnend mit dem Hautblech belegt, das seinerseits mit den

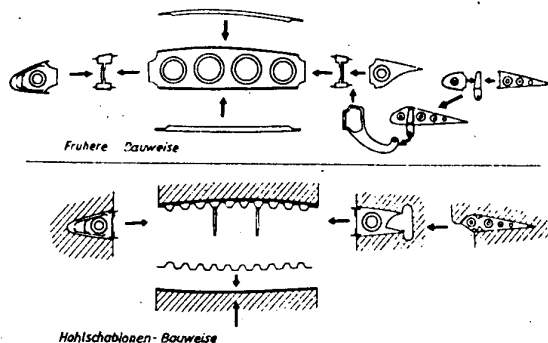


Bild 5. Entwicklung der Flügelbauweisen

Pfetten, Längsgurten und Spanten zusammen vernietet wurde. Ganz ähnlich wie eben beschrieben erfolgte auch der Aufbau der anderen Hauptbauteile wie Flügel, Leitwerksflossen und Ruder. Die Zusammenfügung eines Flügels aus seinen Hauptbauelementen ist im oberen Teil von Bild 5 schematisch dargestellt. Die eingezeichneten Pfeile sollen andeuten, in welcher Art die Zusammenfügung dabei erfolgt. Ausgehend von dem vorderen Träger, der zuerst in die Großvorrichtung eingelegt wird, werden der Reihenfolge nach die Rippen und Querverbände und der hintere Träger eingebracht und zusammengefügt. Das so ent-

standene Gerüst wird mit der Oberdecke zwischen vorderem und hinterem Träger versehen und ausgenietet. Die Unterdecke des Flügels kann nur in einzelnen Bereichen ausgenietet werden, um eine Zugängigkeit zum Nieten zu behalten. Diese offen bleibenden Felder werden später durch aufschraubbare Hautfelder geschlossen. Mit dem hinteren Träger werden dann der Endkasten und die erforderlichen Ruderausleger durch Nietung verbunden. Der Nasenkasten, der meist noch mit einem Warmluft-Enteisungskanal versehen ist, wird nach Herausnahme des ziemlich steifen Flügelkastens aus der Großbauvorrichtung mit dem vorderen Träger verschraubt.

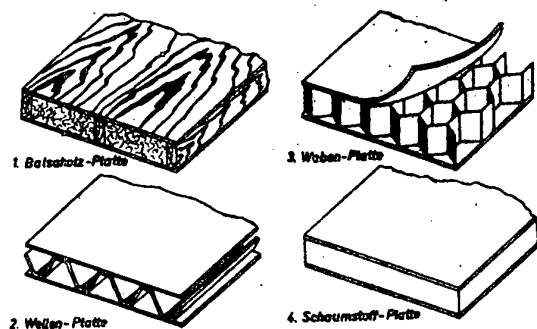


Bild 6. Aufbau von Sandwich-Platten

Es ist wohl einleuchtend, daß bei diesem, teilweise auch heute noch üblichen Aufbau sich im ungünstigsten Fall die nicht vermeidbaren Bauabweichungen der einzelnen Teile summieren. Hinzu kommen noch Maßabweichungen, die aus dem Fügevorgang herrühren. Das führt zu Bauabweichungen der Außenform und zu Unregelmäßigkeiten der Oberfläche, die für Schnellflugzeuge aerodynamisch nicht tragbar sind. Aus diesem Grunde mußte mit allen Mitteln angestrebt werden, eine Bauweise zu finden, die den hohen Anforderungen nach aerodynamischer Güte gerecht wurde.

Die Forderung nach größter Konturgenauigkeit bestand auch bei Flugzeugen der Geschwindigkeitsklasse bis etwa 600 km/h schon im vorderen Bereich des Flügelprofils. Dadurch kam man sehr frühzeitig auf den Gedanken, den Nasenkasten des Flügels so aufzubauen, daß in ein Formgerüst, welches die negative Außenform der Flügel Nase besaß, zuerst das Außenhautblech hineingelegt wurde. Dann wurden von dieser Außenhaut beginnend die Einzelteile nach innen gehend aufgebaut. Eine solche Bauweise war schon während des Krieges üblich und fand z. B. bei der Ju 88 für die Nasenkästen des Flügels und der Leitwerke Anwendung. Im wesentlich erweiterten Maße ist man heute gezwungen, immer mehr Bauteile in dieser sogenannten Hohl-schablonenbauweise zu fertigen. Im unteren Teil von Bild 5 ist der Fügevorgang eines Flügels in Hohl-schablonenbauweise dargestellt. Da bei einem derartigen Aufbau bei allen Hauptbauelementen immer von der Außenkontur ausgegangen wird, können sich die Maßabweichungen nicht addieren, und die Konturgenauigkeit hängt somit nur von der Genauigkeit der Hohl-schablone ab. In gewissem Maße kommen allerdings noch Konturfeder dadurch vor, daß beim Ausnieten in der Vorrichtung Spannungen entstehen, die nach dem Herausnehmen des Bauteiles einen gewissen Verzug ergeben.

Das Bild erweckt den Anschein, als ob ein solches Bauverfahren wesentlich einfacher ist. Es muß aber darauf hingewiesen werden, daß die Vorrichtung zum einwandfreien Halten der Hohl-schablonen eine sehr große Eigensteifigkeit besitzen muß. Das führt

dazu, daß die Zugängigkeit zu dem eingelegten Bauteil stets etwas umständlicher und schwieriger ist, als dies bei früheren Bauverfahren üblich war. Außerdem kommt noch hinzu, daß die Stärken sowohl der Außenhaut als auch der Versteifungsprofile infolge der höheren Beanspruchung durch staudruckabhängige Luftkräfte gegenüber früher wesentlich größer sind.

Sandwich-Bauweise

In erhöhtem Maße findet man im Flugzeugbau aufgelöste Platten, sogenannte Sandwich-Platten angewendet. Diese Bauweise ist ebenfalls aus der Notwendigkeit entstanden, bei zunehmender Geschwindigkeit und anwachsender Flächenbelastung der Flugzeuge in großem Maße für eine formtreue Außenkontur auch im Betrieb zu sorgen. Bei der Sandwich-Bauweise wird das eigentliche Beplankungsblech aufgelöst, indem zwischen zwei außen liegende dünne Bleche als die eigentlichen Festigkeitsträger eine leichte Kernkonstruktion in geeigneter Form eingebracht wird. Der Kern und die Bleche werden in entsprechender Form mit zweckmäßigen Mitteln verbunden. Als Werkstoff für die Bleche kommen Leichtmetall, Stahl oder Schichtstoffe aus Sperrholz oder Kunstharz-Preßstoffen in Frage. Als Füllstoffe dienen hauptsächlich Leichtstoffe, Schaumharze oder dünne Leichtprofile. Die Verbindung erfolgt sehr häufig mittels eines hochelastischen Kunstharzklebers. Schon während des zweiten Weltkrieges wurden an verschiedenen Stellen Arbeiten in dieser Richtung durchgeführt. Es entstand zu dieser Zeit in England die sogenannte Mosquito-Platte, die aus zwei dünnen Sperrholzplatten mit dazwischen gelegten Kiefernleisten aufgebaut war. Bei Junkers liefen Entwicklungen für die Fertigung von Rudern und Hilfsrudern in der Art des Ersatzes des Festigkeitsgerüsts durch einen Schaumstoffkörper, der außen mit Blech oder Kunststoffolie beplankt war. Hilfsrudern in dieser Bauart wurden bereits serienmäßig für die Ju 88 gefertigt.

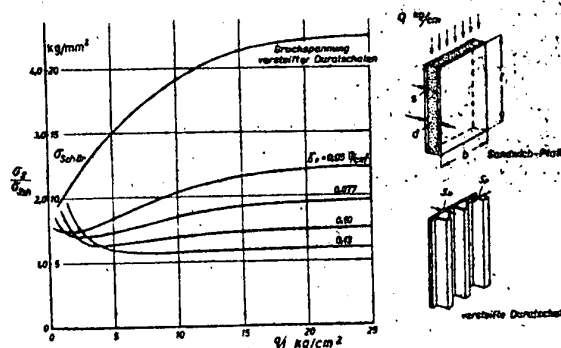


Bild 7. Festigkeitsvergleich von Schalenbauelementen mit verschiedenen Füllstoffen. G Gewicht der Sandwich-Platte in kg, G_{Sch} Gewicht der Schalenplatte in kg, q Streckenlast in kg/cm, l Plattenlänge in cm, γ spezifisches Gewicht des Füllstoffes der Sandwich-Platten in g/cm³, σ_{SchBr} Bruchspannung der Schalenplatte

In Bild 6 sind die Aufbauten von vier verschiedenen Sandwich-Platten skizzenhaft dargestellt. Zunächst ist eine Holzplatte mit ganz leichten Holzstäben und einer Balsafüllung gezeigt. Zwei weitere Platten zeigen den Aufbau mit verschieden gearteten Leichtprofilen. Während bei der einen Platte Längsversteifungen, aus Wellen vorgesehen sind, wird bei der anderen die Steifigkeit durch senkrecht stehende Wabenprofile sichergestellt. Schließlich ist eine vierte Platte skizziert, deren Füllstoff ein aufgeschäumter Kunststoff ist. Bei den letzten drei genannten Platten können die Deckbleche sowohl aus einem metallischen Werkstoff als auch aus Schichtstoffen oder Kunstharzplatten bestehen.

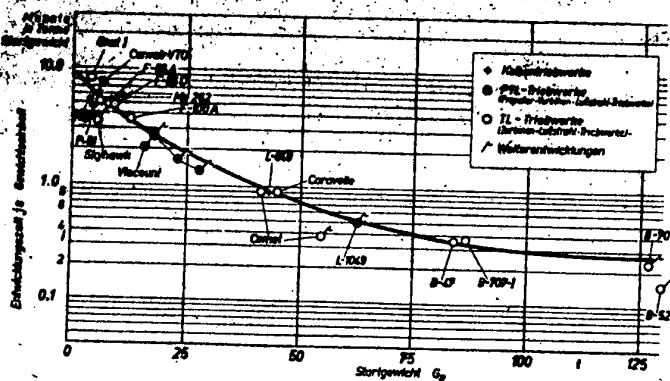


Bild 8. Entwicklungszeit je Gewichtseinheit von Flugzeugen

Außer den Belangen von aerodynamischer und festigkeitsmäßiger Seite ist es von ausschlaggebender Bedeutung, den Gewichts-aufwand der Bauteile so weit wie möglich zu reduzieren. Selbstverständlich hat darunter die Steifigkeit in keiner Weise Einbuße zu erleiden. So ist es bei Einführung von Sandwich-Platten unbedingt erforderlich, Gewichtvergleiche mit normal üblichen versteiften Blechschalen anzustellen.

In Bild 7 ist ein Vergleich der Gewichte von Sandwich-Platten zu mit offenen Profilen versteiften Duralschalen dargestellt: Über der auf die Plattenlänge l bezogenen Streckenlast q wurde das auf das Gewicht der versteiften Duralschale σ_{sch} bezogene Gewicht der Sandwich-Platte σ_s dargestellt.

Als Füllstoff für die Sandwich-Platten wurden Kunstharzschäume mit spezifischen Gewichten zwischen 0,05 und 0,13 verwendet. Bei allen Plattenversuchen waren die Seitenränder nicht gestützt. Wie die Kurven ausweisen, ist auch bei der günstigsten Schaumfüllung eine Gleichwertigkeit der Sandwich-Platte mit einer versteiften Duralschale nicht ganz zu erreichen. Im Optimum ist bei kleineren Streckenlasten mit einem Mehrgewicht von etwa 10–15% zu rechnen. Bei größeren Streckenlasten liegt die günstigste Sandwich-Platte bei einem 20% höheren Gewicht als die versteifte Duralschale. Es ist von Fall zu Fall bei dem zu entwickelnden Flugzeugmuster genau zu kalkulieren, ob das durch

Verwendung der Sandwich-Platten erhöhte Baugewicht durch die sich ergebenden Vorteile gerechtfertigt ist.

Tendenz des Entwicklungsaufwandes

Durch die stets steigenden Forderungen bezüglich der Leistungen der Flugzeuge mußten die Bauweisen eine ganze Entwicklungsreihe durchlaufen. Während die Geschwindigkeiten von Verkehrsflugzeugen in den letzten 20 Jahren etwa auf den doppelten Wert stiegen, hat sich die Fertigungszeit pro Kilogramm Startgewicht im gleichen Zeitraum etwa vervierfacht. Das ist zum größten Teil auf die für die Geschwindigkeitssteigerung erforderliche Herstellungsgenauigkeit zurückzuführen. Aber nicht nur diese Werte sind für den Bau moderner Flugzeuge entscheidend. Es muß auch volle Klarheit darüber herrschen, welche Aufwendungen vor allen Dingen in bezug auf die Entwicklungszeit von Flugzeugen erforderlich sind.

Das Diagramm Bild 8 verschafft hier sehr klare Vorstellungen. Über dem Startgewicht der Flugzeuge sind die benötigten Entwicklungszeiträume einer Reihe verschiedener Flugzeugtypen dargestellt. Als Ordinate wurde die gesamte Entwicklungszeit bis zum ersten Flug des jeweiligen Musterflugzeuges, bezogen auf das Startgewicht aufgetragen. Um gut ablesbare Verhältnisse im gesamten Gebiet des Kurvenverlaufes zu ermöglichen, wurde als Ordinatenmaßstab eine logarithmische Teilung gewählt. Der eingetragene Kurvenzug verbindet die Erstentwicklungen in sehr guter Weise, wobei nur solche Punkte außerhalb liegen, die sich entweder auf Weiterentwicklungen oder auf besonders ausgefallene Flugzeugmuster beziehen. Es ist selbstverständlich, daß für Flugzeuge, die Weiterentwicklungen darstellen, ein geringerer Aufwand benötigt wird. Im Gegensatz dazu muß naturnotwendig die Entwicklungszeit aus dem normalen Rahmen fallender Flugzeugmuster über den Werten der Kurve liegen. Dies trifft besonders bei dem Kleinstjäger Folland „Gnat 1“ und bei dem Senkrechtstart-Flugzeug Convair XFY-1 „Pogo“ zu.

Aus allen Betrachtungen der Flugzeug-Entwicklung geht hervor, daß der erforderliche Aufwand zur Entwicklung und Erzeugung modernen, hochwertigen Fluggerätes eine stets steigende Tendenz aufweist, die eine exponentielle Abhängigkeit von der Geschwindigkeit bzw. von der Zeit zeigt.

Flu 115

Zur Sicherstellung der Luftfahrttauglichkeit von Verkehrsflugzeugen

DK 629.138.5:347.811.2
629.138.5.001.41

Von Ing. J. Barz

Allgemein bekannt sind die energischen Bemühungen unseres Staates, Leben und Gesundheit der Menschen zu schützen. Dennoch kennt man auf den verschiedensten Gebieten Betätigungen, die mit irgendwelchen Gefahren für die öffentliche Ordnung und Sicherheit verbunden sind. Die Unfallstatistik im allgemeinen, die Verkehrsunfallstatistik im besonderen legen hierfür leider nur zu bared Zeugnis ab.

Das von Millionen begehrte Verkehrsmittel, das Verkehrsflugzeug, soll dem Menschen dienen, ihm wirtschaftliche Vorteile geben, Bequemlichkeiten bieten, ihm Erbauung schenken. Unsere technischen Ansprüche an dieses Gerät sind sehr gestiegen. Wir starten, fliegen und landen auch ohne Sicht, wir fliegen auch dort,

wo es der Vogel nicht mehr kann, wir fliegen in sehr großen Höhen, mit automatischen Steuerungen, mit sehr hohen Geschwindigkeiten — kurzum, unter Bedingungen, die auf den ersten Blick die Sicherheit des Menschen zu bedrohen scheinen.

Die Sicherheit des Fluggerätes zu prüfen, zur Gewißheit zu machen, läßt sich unser Arbeiter- und Bauernstaat nicht nehmen, denn es besteht immerhin zumindest die Gefahr, daß die schnelllebige Technik bei ihrem besten Willen, Diener des Menschen zu sein, ihn dennoch bei allzu stürmischem Vorgehen gefährdet. Ähnlich wie es aus diesen Gründen für die Inbetriebnahme von Verkehrsmitteln zu Lande und zu Wasser einer polizeilichen Erlaubnis bedarf, so ist auch vor Inbetriebnahme eines Flugzeuges

eine derartige Zulassung erforderlich. Zwei Bedingungen müssen zuvor hierfür erfüllt sein:

1. Es muß der Nachweis erbracht worden sein, daß das Luftfahrzeug im Sinne der Forderung des Staates, „Höchste Sicherheit für Mensch und Material“, luftfahrttauglich ist.
2. Es muß nachgewiesen worden sein, daß die Haftpflicht des Luftfahrzeughalters durch Versicherung oder Hinterlegung hinreichend gedeckt ist.

Die Zulassung des Flugzeuges ist keinesfalls gleichbedeutend mit der Flugerlaubnis, für die noch eine Vielzahl weiterer Forderungen erfüllt sein müssen, wie Vorhandensein eines hinreichend ausgebildeten Flugzeugführers usw. Im Rahmen dieser Abhandlung soll jedoch lediglich auf Grundsätzliches zum Nachweis der Luftfahrttauglichkeit eingegangen werden.

Der Anwalt für die Sicherstellung der Luftfahrttauglichkeit von Verkehrsflugzeugen ist die Prüfstelle für Luftfahrtgerät (PfL). Ihre Unabhängigkeit bei der Durchführung von Prüfungsaufgaben ermöglicht ihr, von gänzlich neutralem Standpunkt aus zu urteilen. Von großem ökonomischen Wert ist die Tatsache, daß die PfL in enger Zusammenarbeit mit der Luftfahrtindustrie wirkt und deren ohnehin notwendige Einrichtungen benutzt. Dadurch kann sie nämlich auf einen sonst erforderlichen eigenen Versuchs- und Erprobungsbetrieb mit seinen überaus kostspieligen Anlagen verzichten.

Die PfL beschränkt sich nicht etwa auf das Nachprüfen der vom Hersteller fertig angelieferten Erzeugnisse, sondern sie macht schon Projekt, Konstruktion und Fertigung abhängig von der Einhaltung gewisser Vorschriften, den Bauvorschriften für Luftfahrtgerät (BVL).

Diese Bauvorschriften werden von der PfL zum Erlaß vorbereitet. Jedermann, der sich mit der Entwicklung und dem Bau von Luftfahrtgerät befaßt, muß alle in den BVL enthaltenen Forderungen genauestens studieren und beachten, um nicht unwissentlich gegen sie zu verstößen und seine Mühe unnütz zu verschwenden. Vorschriften haben leicht die Eigenschaft, daß sie den Anwender zur gedanklichen Kopie verleiten und seine Verantwortungsfreude, mit der er vielleicht die Arbeit aufgenommen hat, dämpfen.

Die Bauvorschriften müssen also so gestaltet sein, daß sie die Entwicklung nicht hemmen, sondern müssen im Gegenteil sie fördern; deshalb müssen die Vorschriften klar erkennen lassen, welche Voraussetzungen und welche Ziele zu den einzelnen Forderungen geführt haben. Der Aufbau der Vorschriften soll deren weiteren Ausbau nicht nur ermöglichen, er soll vielmehr so beschaffen sein, daß er breiteste Kreise der Luftfahrtindustrie zu entsprechenden Vorschlägen anregt. Unser Staat weiß nur zu genau, welchen hohen Wert Ideen und Erfahrungen der Kollegen in der Werkstatt, im Konstruktionsbüro, auf dem Flugplatz und anderswo für die Weiterentwicklung der Technik haben.

Die Koordinierung und Herausgabe aller Bauvorschriften durch eine zentrale Stelle, die PfL, und die Verarbeitung der Erfahrungen der Praxis (d. h. der Erfahrungen der Hersteller, der Prüfer, der Halter) zusammen mit den wissenschaftlichen Ergebnissen der Grundlagen- und Zweckforschung sichern diesen Vorschriften eine einheitliche Zielsetzung. Das Vorliegen einheitlicher Bauvorschriften bedeutet für den Hersteller, daß er vom Beginn seiner Arbeit an genau weiß, was letztlich verlangt und geprüft werden wird.

Bei gewissenhafter Befolgung der Vorschriften werden sich auch in ihnen vorhandene Schwächen und Lücken bemerkbar machen, welche die PfL laufend zu überwinden und zu schließen hat. Selbstverständlich sind Entwicklung und Ausbau dieser Vorschriften auf den modernen Stand, ihr Anpassen an neue Erkennt-

nisse der verschiedensten Forschungsgebiete stets mit einem gewissen Zeitaufwand verbunden. Wegen dieser unvermeidlichen Phasenverschiebung erhält die PfL ausdrücklich die Ermächtigung, Abweichungen von den Bauvorschriften zu fordern oder zuzulassen, wenn diese durch einwandfrei erwiesene neue Erkenntnisse oder aus Sicherheitsgründen erforderlich oder gerechtfertigt sind.

Genauso, wie im Bereich der Erfahrungswissenschaften, z. B. den Naturwissenschaften, Erkenntnis gewonnen wird, gelangt auch die PfL zu den Grundlagen für ihre Vorschriften zur Sicherstellung der Luftfahrttauglichkeit. Auch für sie spricht das letzte Wort über den Wahrheitsgehalt jeder Hypothese, jeder Theorie, jedes Gesetzes allein die Erfahrung, der Versuch.

Der Versuch ist schließlich stets eine mehr oder weniger gut formulierte Frage an die Natur. Diese antwortet mit kausaler Notwendigkeit immer; allein — auf unklare Fragen gibt es unklare Antworten; auf unkorrekt gestellte Versuchsbedingungen folgen mehrdeutige und damit unbrauchbare Versuchsergebnisse! Diese Problematik kennzeichnet das Wesen der Tätigkeit des Versuchsingenieurs.

Während der Versuch ein wissenschaftlich vorbereitetes Experiment ist, ist das Probieren hingegen, die Erprobung, eine Angelegenheit reiner Empirik. Unsere Wissenschaftler in Forschung und Lehre betonen den ersten Weg, die Nur-Praktiker den zweiten. Längst ist aber erkannt worden, daß für die Industrie eine gesunde Mischung von Versuchen und Probieren zwar nicht gerade ein stilvoller Weg zum Ziel, in der Regel aber der kürzeste ist. Die PfL tut gut daran, beide Wege anzuerkennen und dementsprechend ihre Forderungen zu stellen.

Schäden zu verhüten, ist die generelle Aufgabe besonders des sozialdenkenden Menschen. Ein Unfall ist und bleibt ein bedauerndes Ereignis. Frevelhaft wäre es aber, einen trotzdem durch noch unbekannten Einfluß eingetretenen Schadensfall nicht mit der gleichen Gründlichkeit auszuwerten wie jede andere Prüfung. Leider fehlen in der Regel für eine wissenschaftliche Auswertung entscheidende Meßgrößen; es sind aber auch viele Fälle bekannt, bei denen der Schluß vom Ereignis auf die Ursache trotzdem mit ausreichender Sicherheit möglich war und damit den entscheidenden Beitrag zur Einleitung von Gegenmaßnahmen lieferte.

Die PfL widmet der Unfalluntersuchung ganz besondere Aufmerksamkeit.

Diese Ausführungen reichen gewiß aus, um darzulegen, daß die von der PfL zusammengestellten Vorschriften und Bedingungen nicht leblose Schreibtischweisheiten sind, sondern ihren Ursprung in wissenschaftlicher Erkenntnis und betriebspraktischer Wirklichkeit haben.

Die deutsche Luftfahrtforschung und Luftfahrtindustrie haben sich in den Jahren 1939 bis 1945 auf einen Weg begeben, der für viele Völker der Erde, nicht zuletzt für unser eigenes Volk, todbringend war, und aus diesem Grunde ihr Ende gefunden. Deswegen haben wir nicht den Wiederaufbau der deutschen Luftfahrtindustrie vor, sondern den Neubau einer Luftfahrtindustrie für friedlichen Zweck.

Mehr als 10 Jahre Grundlagen- und Zweckforschung entbehren wir gegenüber den anderen luftfahrtgerätezeugenden Staaten. Unsere Bauvorschriften sind veraltet, und wir befänden uns in einer recht schwierigen Lage, würde uns die UdSSR nicht ihre Konstruktionsvorschriften zur Verfügung stellen als Hilfe für den ersten Start.

Es liegt im Wesen der Verkehrsluftfahrt, völkerverbindend zu sein.

Die Internationale Zivilluftfahrt-Organisation (International Civil Aviation Organisation, ICAO) hat seit dem Jahre 1944 Richtlinien und Empfehlungen herausgegeben und zu einem internationalen Abkommen ausgebaut, dem bis zum 1. 7. 1955 66 Staaten beigetreten sind, darunter alle unsere unmittelbaren Nachbarn, u. a. Polen, CSR, Österreich, Schweiz, Frankreich, Belgien, Niederlande. Westdeutschland ist in diesem Abkommen der 66. Staat.

Bis zum Jahre 1955 sind 15 Sammlungen von „Richtlinien“ in Form von Anhängen (Annexes to the convention) vom Rat der ICAO beschlossen und wirksam gemacht worden. Ihre Titel sind:

1. Zulassung von Luftfahrtpersonal
2. Luftverkehrsregeln
3. Wetterschlüssel
4. Luftfahrtskarten
5. Maßeinheiten
6. Betrieb von Luftfahrzeugen
7. Staatszugehörigkeits- und Eintragungszeichen
8. Lufttüchtigkeit von Luftfahrzeugen
9. Erleichterungen für den Luftverkehr
10. Flugfernmeldeverkehr
11. Flugsicherungs-Kontrolldienste
12. Such- und Rettungsdienst
13. Luftfahrzeug-Unfalluntersuchung
14. Flughäfen
15. Flugsicherungsberatungsdienst

Der Inhalt dieser Anhänge zum Abkommen der ICAO läßt sich gliedern in Vorschriften und Empfehlungen. Der obige Sammelbegriff „Richtlinien“ ist also nicht ganz zutreffend, hat sich aber anscheinend schon eingebürgert.

Die Britischen Baubestimmungen (BCAR) erfüllen die technischen Bedingungen der ICAO und haben offensichtlich die Grundlage für deren Anhänge gebildet.

Unsere neuentstehenden Vorschriften (BVL) werden die in den sowjetischen Konstruktionsvorschriften niedergelegten umfangreichen Erfahrungen nutzen, sie werden aber keine Forderung nach bestimmter konstruktiver Gestaltung erheben, weil jede Lösung einer gestellten Aufgabe, sofern sie nur die aus Sicherheitsgründen erlassenen Vorschriften erfüllt, eine Daseinsberechtigung haben kann. Wenn bei den einzelnen Forderungen konstruktive Vorschläge als Beispiele angeführt werden, so sollen solche Beispiele eben nur Empfehlungen und eine, nicht die verlangte Möglichkeit der Erfüllung der Forderung darstellen. Im Interesse der Zulassung unserer Flugzeuge zum Weltluftverkehr ist es unerlässlich, daß bei der Aufstellung der neuen Bauvorschriften die Forderungen der ICAO beachtet werden.

Nicht alle diese 15 Anhänge sind für die Aufstellung von Bauvorschriften im Interesse der Zulassung zum internationalen Verkehr von Bedeutung. Man erkennt aber sehr schnell, daß allein die Beachtung des Anhanges 8 nicht ausreicht. Das nach Anhang 8 der ICAO lufttüchtige Flugzeug ist noch nicht notwendigerweise im Sinne dieses Abkommens auch luftfahrtauglich. Es ist zum Beispiel nicht ohne weiteres erwiesen, ob es ein Fahrwerk hat, welches auf international genormten Rollbahnen und Abstellplätzen dem Flugzeug die notwendigen Manöver erlaubt, ob es mit seiner funkttechnischen Ausrüstung am internationalen Flugsicherungsdienst teilnehmen kann, ob die Betankung ohne ungebührlichen Zeitaufwand mit allgemein üblichen Mitteln möglich ist usw.

Es ist einleuchtend, daß für diesen besonderen Verkehrszweig ein einheitliches Betriebsverfahren und eine umfassende Organisation geschaffen werden mußten. Das luftfahrtsfähige Verkehrsflugzeug, welches Länder und Völker verbinden will, muß den

Forderungen dieser Organisation im Interesse der Flugsicherung und Luftverkehrs-Sicherheit Rechnung tragen. Es muß in Zelle, Triebwerk und Ausrüstung bezüglich seiner Eigenschaften und Leistungen den in den ICAO geforderten Technischen Bedingungen genügen. Darüber hinaus hat es die Technischen Bedingungen der Prüfstelle des eigenen Staates zu erfüllen.

Die Bauvorschriften für Luftfahrtgerät (BVL) werden die Anforderungen an die Verkehrssicherheit im obigen Sinne enthalten, die nach der Prüfordnung für Flugzeuge und Flugmotoren den Prüfungen der Flugzeuge, ihrer Einzelteile und ihrer Ausrüstung zugrunde gelegt werden.

Ihr Inhalt umfaßt u. a.:

Vorschriften für die Festigkeit von Flugzeugen, Baustoffe, Flugwerk, Triebwerk, Ausrüstung, Betriebseigenschaften und Leistungen.

Solche Abschnitte sind z. T. äußerst umfangreich und entsprechend unterteilt. Es würde über den Rahmen dieser Abhandlung, die nur das Grundsätzliche zur Frage der Sicherstellung der Luftfahrtauglichkeit behandeln soll, hinausgehen, Einzelheiten über diese Abschnitte zu erörtern. Um aber das Wesen der Bauvorschriften auch an einem Beispiel zu demonstrieren, soll dennoch auf eins dieser Themen ein wenig näher eingegangen werden.

Gewählt wird hierfür der Abschnitt Flugeigenschaften und Leistungen, weil angenommen werden darf, daß er die Allgemeinheit am meisten interessiert. Von der Erfüllung seiner Forderungen wird recht viel gesprochen. Das nimmt nicht wunder, weil mit Absolvieren der hierfür notwendigen Prüfungen im Rahmen des Muster-Flugversuchsbetriebes die letzten Schritte zur Zulassung getan werden. Es darf aber nicht übersehen werden, daß erst die Erfüllung der überaus wichtigen und unerlässlichen Forderungen aller anderen Abschnitte der Bauvorschriften, die bedeutend umfangreicher sind, erfüllt sein müssen (Bruchversuche der wichtigsten Bauteile, Funktionsversuche am Boden, Modellversuche verschiedenster Art usw.), ehe mit dem Flugversuch und der Flugerprobung begonnen werden kann. Wiederum ist die Wissenschaftlichkeit der Methode, die Sicherheit der Besatzungen und des Volksvermögens Ursache für diesen Verfahrensweg.

Der Abschnitt Betriebseigenschaften und Leistungen verlangt die Beurteilung

- der Eigenschaften am Boden,
- der Eigenschaften in der Luft,
- der Eigenschaften der Ausrüstung,
- der Leistungen im Interesse der Sicherheit und
- der Leistungen im Interesse der Ökonomie sowie
- der Prüfung von besonderen Garantieleistungen.

Bei den Eigenschaften am Boden handelt es sich vornehmlich um:

Die Standsicherheit. Sie soll ausreichen bei vollem Triebwerksschub und bei abgestellten Triebwerken für alle Schwerpunktslagen, für welche die Zulassung beansprucht wird. Hierbei muß sie auch ausreichen, wenn sich im Rumpf beliebig viele Personen an beliebigem Ort befinden. Das Fahrwerk muß hierbei festgebremst bzw. das Schwimmwerk festgehalten sein.

Das Flugzeug muß beim Rollen mit eigener Kraft ausreichende Lenkbarkeit durch Ruder, Triebwerke, Bremsen oder andere eingebaute geeignete Hilfsmittel besitzen.

Das Schleppen verlangt, daß die durch das Schleppgerät eingeleiteten Kräfte mit Sicherheit aufgenommen werden können.

(Von Wasserflugzeugen — Flugbooten, Flugschiffen — müssen ähnliche Bedingungen erfüllt werden; es sind nachzuweisen ihre

Schwimmstabilität, die Fähigkeit zu treiben, zu ankern und See-
gangslandungen auszuführen.)

Die Eigenschaften in der Luft. Sie betreffen vornehmlich, aber
nicht ausschließlich, Flugeigenschaften. Besonders bemerkens-
wert erscheinen:

Die Steuerkräfte müssen dem Verwendungszweck und der Größe
des Flugzeuges angepaßt sein und dürfen auch für die kritischsten
Sonderfälle (z. B. unsymmetrischer Triebwerksausfall) bestimmte
Grenzwerte nicht übersteigen.

Die Lastigkeitsänderungen stehen mit den Steuerkräften in
engem Zusammenhang und werden hervorgerufen z. B. durch
Fahren von Landehilfen oder Fahrwerken, durch das Bewegen von
Kühlerspreizklappen, durch Schwerpunktswanderungen infolge
Kraftstoffverbrauchs, durch Änderung des Drosselgrades beim
Triebwerk und ähnliches. Sie dürfen die Steuerbarkeit nicht be-
einträchtigen.

Das Flugzeug muß um alle Achsen statisch und dynamisch stabil
sein, d. h., wenn es bei einem Gleichgewichtszustand mit ent-
sprechendem losen Ruder durch atmosphärische oder mecha-
nische Einwirkung gestört wird, muß es nicht nur das Bestreben
zeigen, in diese Ausgangslage zurückzukehren, sondern es muß
diese Ausgangslage nach Aufhören der Störung auch tatsächlich
wieder erreichen, indem es ihr in Form von abklingenden Schwin-
gungen stetig zustrebt.

Eine ausreichende Steuerbarkeit ist besonders für die kritischen
Flugzustände nachzuweisen, selbstverständlich auch für die all-
gemeinen Flugbewegungen mit eingefahrenen Landehilfen und
Fahrwerken. Schwierige Bedingungen stellen dar die Ruder-
wirkung bei Start und Landung, bei Triebwerksausfall, die Quer-
ruderwirkung bei hoher Fahrt, die Ruderwirkung im überzogenen
Flugzustand. (Für ein Flugzeug, welches die Zulassung zum Kunst-
flug beanspruchen würde, kämen weitere Bedingungen hinzu.)

Das Flugschwingungsverhalten verdient besonders bei verdreh-
weichem Tragwerk und bei aerodynamischen Ruderentlastungen,
insbesondere bei kraftgesteuerten Hilfsrudern, eine ganz ge-

wissenhafte Untersuchung. Der Prüfung des Flugschwingungs-
verhaltens am Flugzeug in der Luft geht heute in der Regel eine
Untersuchung am Flattermodell im Windkanal voraus, die aller-
dings wegen der durch Modellgesetz mit seinen vereinfachten
Annahmen und der durch Modellmaßstab begründeten Unsiche-
rheiten den Nachweis der Schwingungsfreiheit des wirklichen
Flugzeuges in der Luft bei kritischer Geschwindigkeit nicht voll
ersetzen kann.

Der Betriebssicherheitsflug von wenigstens zwei Stunden Dauer
wird im allgemeinen mit verschiedenen Einzelprüfungen von
Eigenschaften oder Leistungen verbunden.

Auf die Eigenschaften der Ausrüstung eines modernen Flug-
zeuges kann nur ganz grob eingegangen werden. Die Ausrüstung
wird entsprechend dem Verwendungszweck des Flugzeuges be-
stimmt. Man unterscheidet ständige Ausrüstung, deren Einbau
für das Flugzeug unumgänglich notwendig ist, und zusätzliche
Ausrüstung, die bei einem bestimmten Einsatz des Flugzeuges
— etwa bei Nacht oder über See — gefordert werden muß.

Zur Ausrüstung gehören z. B. Überwachungsanlagen für den
Flug, das Triebwerk, das Flugwerk, die Navigation, das elek-
trische, das pneumatische und das hydraulische Bordnetz, ge-
hören die Sicherheits- und Rettungsanlagen, die funktechnische
Ausrüstung, die Steueranlagen und Regelkreise, insbesondere
die automatische 3-Achsen-Steuerung, die Druckhaltung und
Klimatisierung der Überdruck-Kabinen.

Die Arbeitsgenauigkeiten und die klimatischen Bedingungen,
unter denen diese Geräte zu arbeiten haben, sowie die mecha-
nischen Beanspruchungen, denen sie gewachsen sein müssen,
werden nach den Erfordernissen praktischer Erfahrungen vor-
geschrieben.

Die Sicht muß trotz der im Blickfeld des Flugzeugführers liegenden
Gerätebretter ausreichen, um den Luftraum vor dem Flugzeug
sowie das Rollfeld bei Start und Landung ausreichend gut über-
blicken zu können.

(Fortsetzung auf der 3. Umschlagseite)

Die Radartechnik in der Verkehrsluftfahrt

DK 656.7: 621.396.96

Von Dipl.-Ing. E. Kube

Die hohe Geschwindigkeit neuzeitlicher Verkehrsflugzeuge und
die immer größer werdende Luftverkehrsdichte machen es not-
wendig, die Navigations- und Flugsicherungsanlagen so zu ver-
bessern, daß sie den höheren Anforderungen gerecht werden.
Der Radartechnik kommt bei der Lösung dieser Aufgaben eine
große Bedeutung zu.

Das Wort „Radar“ ist eine Abkürzung aus der englischen
Sprache und bedeutet in seiner ungekürzten Form „Radio de-
tection and ranging“, was man etwa mit „Zielansprache und
Entfernungsmessung mittels Radiowellen“ übersetzen kann. In
Deutschland hat sich dafür die Bezeichnung „Funkmeßtechnik“
eingebürgert.

Schon im Jahre 1886 wies der deutsche Physiker Heinrich Hertz
nach, daß sich kurze elektromagnetische Wellen ähnlich wie das
Licht verhalten, d. h. sie lassen sich durch geeignete Anordnungen
(z. B. Hohlspiegel) zu Strahlen bündeln und werden von Hinder-
nissen, die sich ihnen in den Weg stellen, reflektiert. Ein solches
„quasioptisches“ Verhalten macht die elektromagnetischen
Wellen für die Ortung von Gegenständen geeignet. Es sollten
jedoch noch einige Jahrzehnte vergehen, bis diese Aufgabe

praktisch verwirklicht wurde. Mit dem ersten 1935 in England
gebauten Radargerät zur Ortung von Flugzeugen war es bereits
möglich, Flugzeuge bis zu einer Entfernung von 80 km aufzu-
finden. Die Entwicklung der Radargeräte, die besonders im
2. Weltkrieg vorangetrieben wurde, war streng geheim. So kam
es, daß die Ergebnisse der Radartechnik der Öffentlichkeit erst
in den letzten Jahren bekannt wurden.

Um die prinzipielle Arbeitsweise eines Radargerätes zu erläutern,
soll hier eine einfache Anlage, wie sie zur Ortung von Flugzeugen
von einer Bodenstation aus geeignet ist, beschrieben werden
(Bild 1).

Von einer Richtantenne werden in stetiger Folge kurze Hoch-
frequenz-Impulse abgestrahlt. Diese breiten sich mit Licht-
geschwindigkeit von 300000 km/s aus. Treffen die Impulse auf
ein Flugzeug, so werden sie teilweise reflektiert und kommen zur
Antenne zurück. In den meisten Radargeräten dient zur Sendung
und zum Empfang die gleiche Antenne, die automatisch während
der Aussendung des Impulses an den Sender, in der übrigen Zeit
an den Empfänger geschaltet wird. Die Zeit, die von den Hoch-
frequenz-Impulsen zur Zurücklegung des Weges von der Antenne

zum Flugzeug und zurück benötigt wird, ist der Entfernung des Flugzeuges vom Standort des Radargerätes proportional. Die Aufgabe besteht nun darin, diese Zeit zu messen. Das wird mit Hilfe einer Elektronenstrahlröhre, wie sie in ähnlicher Form auch im Fernsehempfänger als Bildröhre verwendet wird, durchgeführt. Der Sendepuls löst ein Strahlableitgerät aus, das den Leuchtpunkt von links nach rechts mit konstanter Geschwindigkeit über den Bildschirm führt. Nach einer gewissen Zeit trifft der reflektierte Impuls am Radargerät ein, was auf dem Bildschirm durch eine Ablenkung des Elektronenstrahls nach oben angezeigt wird.

Der Abstand s zwischen Sende- und Empfangsimpuls ist ein Maß für die Entfernung des Flugzeuges und kann in km geeicht werden. Die Richtung des Flugzeuges, d. h. der Höhen- und Seitenwinkel werden bestimmt, indem die Antenne so gedreht wird, daß der angezeigte reflektierte Impuls eine maximale Größe erreicht. Mit Entfernungs- und Richtungsangabe ist der Standort des Flugzeuges bekannt.

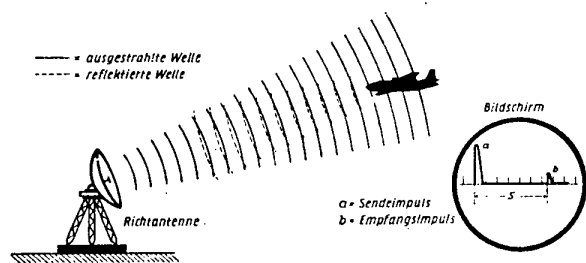


Bild 1. Arbeitsweise eines Radargerätes

In vielen Fällen ist es erwünscht, die Umgebung eines Radargerätes nach Flugzeugen, Bodenhindernissen usw. automatisch abzusuchen und ihren Standort in einer landkartenähnlichen Darstellung auf den Bildschirm der Elektronenstrahlröhre anzuzeigen. Dies wird mit den sogenannten „Rundsuchanlagen“, die eine rotierende Antenne besitzen, erreicht. Die Antenne tastet im Bereich ihres Strahlungswinkels die Umgebung mit Hochfrequenzimpulsen ab. Die reflektierten Impulse bewirken die Aufhellung des Leuchtpunktes der Anzeigeröhre, der durch das Strahlableitgerät nach jedem Sendepuls vom Mittelpunkt des Bildschirms radial nach außen bewegt wird. Die Drehung der Antenne erfolgt synchron mit der Drehung des radialen Ablenkfeldes. Auf diese Weise erhält man ein Radarbild der Umgebung. Bild 2 zeigt das so erhaltene Radarbild einer Hafenanlage und zum Vergleich den entsprechenden Landkartenausschnitt.

Radaranlagen können in der Luftfahrttechnik sowohl am Boden als auch an Bord der Flugzeuge eingesetzt werden. Sie haben je nach ihrem Verwendungszweck verschiedene Aufgaben zu erfüllen.

Auf Flughäfen werden Luftraumüberwachungsgeräte eingesetzt, die eine Reichweite von etwa 50 km haben und jedes anfliegende Flugzeug schon lange vor der optischen Sichtmöglichkeit ankünden. Mit speziellen Radargeräten läßt sich auch der Betrieb auf der Rollbahn bei Nebel oder in der Nacht verfolgen. Die Auflösung ist so groß, daß selbst einzelne Flugzeugtypen voneinander unterschieden werden können. Bei schlechter Sicht ist der Flugzeugführer gezwungen, eine Blindlandung durchzuführen. Neben anderen Verfahren gewinnt auch hier die Radartechnik eine immer größere Bedeutung. In der Flugüberwachungszentrale wird das anfliegende Flugzeug vom Präzisions-Landeradargerät

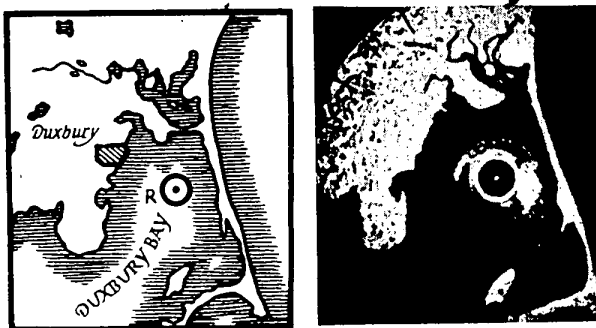


Bild 2. Gegenüberstellung eines Landkartenausschnittes und des entsprechenden Radarbildes
links: Landkartenausschnitt rechts: Radarbild
R Standort des Radargerätes

erfaßt, und mittels Funksprechverbindung erhält der Flugzeugführer Kursanweisungen. So wird das Flugzeug vom Boden aus sicher an den Landepunkt herangeführt.

Die einfachste Radaranlage an Bord eines Flugzeuges ist der Radar-Höhenmesser. Die Höhe wird aus der Laufzeit des ausgesendeten und vom Boden reflektierten Hochfrequenzimpulses bestimmt. Viele Verkehrsflugzeuge sind mit einem Wetter-Radargerät ausgerüstet. Dieses zeigt dem Flugzeugführer Schlechtwettergebiete, an denen wegen ihres großen Feuchtigkeitsgehaltes eine starke Reflexion der Hochfrequenzimpulse auftritt, schon in großer Entfernung an, so daß es möglich ist, diese Gebiete zu umfliegen. Die Abtastung des Bodens mit einem Radargerät ergibt ein kartenähnliches Bild des überflogenen Geländes, was zur Navigation bei schlechter Sicht von Vorteil ist. Schließlich sei das Radargerät zur Kollisionsverhütung erwähnt. Dieses warnt den Flugzeugführer vor anderen Flugzeugen, vor Gebirgsketten und sonstigen Hindernissen, mit denen eine Kollision möglich ist, so daß er rechtzeitig den Kurs ändern kann. Die neuesten Geräte dieser Art, die sich jedoch noch im Versuchsstadium befinden, sehen eine automatische Kursänderung vor.

Die Radartechnik hat sich in den letzten Jahren zu einem so umfangreichen Gebiet ausgeweitet, daß es hier nur möglich war, auf wenige Geräte kurz einzugehen. Doch zeigen schon diese Beispiele den großen Fortschritt, den die Anwendung dieser neuen Technik der Verkehrsluftfahrt gebracht hat. Hu 102

Luftfahrt in der Vergangenheit

DK 656.7 (091)

5. 6. 1783 Die Gebrüder Montgolfier bringen den ersten Heißluftballon zum Steigen.
8. 6. 1908 Der Däne Ellehammer führt anlässlich der Kieler Woche den ersten öffentlichen Motorflug in Deutschland aus, indem er eine Strecke von 47 Meter in 2 Meter Höhe zurücklegt.
8. 6. 1910 Der bekannte Flugzeugkonstrukteur und Flieger Hermann Euler, Inhaber des Flugzeugführerscheines Nr. 1, legt bei einem Überlandflug 112 km in 1 Stunde und 18 Minuten zurück. Flu 117

(Schluß von Seite 13)

Die Bedienbarkeit, d. h. die Zugänglichkeit aller Hebel und Griffe, ihre sinnfällige Anordnung, die Freigängigkeit der Steuerorgane, muß unter allen Umständen gewährleistet sein.

Die Sicherheits- und Rettungsgeräte werden entsprechenden Funktionsproben unterzogen. Enteisungs- und Feuerlöschanlagen erfordern besondere Aufmerksamkeit.

Auch das Blindlandverhalten und die Wartungsbedingungen werden besonders beurteilt und geprüft.

Die Leistungen im Interesse der Sicherheit werden neben den Flugeigenschaften mit größter Spannung verfolgt. Hierbei werden untersucht:

Der Standschub. Er dient als erster Nachweis für das Vorhandensein ausreichender Triebwerksleistung für den Start.

Flugplatzanlagen und Einfluggelände verlangen bestimmte Start- und Landeleistungen einmal im Interesse von Flugzeug und Besatzung, zum anderen aber auch im Interesse der Flughafen-Anlieger. Die ICAO-Bestimmungen sind hier besonders von Bedeutung.

Für den nach den Bestimmungen der Flugsicherung notwendigen Höhenwechsel auf den Luftstraßen werden bestimmte Mindeststeigfähigkeiten verlangt. Der Einsatz auf Flugstrecken mit hohen Bödenhindernissen (Gebirge) erfordert eine gewisse Reserve an Gipfelhöhe.

Die Kühlleistung muß ausreichen, um auch an heißen Tagen mit maximaler Dauerleistung in Bodennähe fliegen zu können, starten zu können und auch ein Rollen mit eigener Kraft zu ermöglichen. Bei Ausfall eines beliebigen Triebwerks muß die restliche Motorleistung ausreichen, den Weiterflug in einer gewissen Mindesthöhe zu sichern. Selbst wenn während des Starts das Triebwerk ausfällt, welches die wichtigsten Hilfsanlagen antreibt, muß der Start bedingt durchgeführt werden können.

Der Vollgas-Horizontalflyg weist bei einer gewissen Gruppe von Bauteilen ausreichende Festigkeit nach, vor allem ausreichende Triebwerksleistungen. Seine Durchführung ist in verschiedenen

Höhen notwendig, um auch den Einfluß der wahren Fluggeschwindigkeit und der Mach-Zahl zu erfassen.

Die Leistungen im Interesse der Ökonomie beziehen sich auf Kraftstoffverbrauch und Reichweite, auf Reisefluggeschwindigkeiten bei verschiedenen Drosselgraden der Triebwerke, evtl. auch auf erreichbare Be- und Entladegeschwindigkeiten, den Zeitaufwand für einen Triebwerkswechsel und ähnliche wirtschaftliche Kennwerte.

Im allgemeinen gibt die Pfl für die Leistungen im Interesse der Ökonomie und für die Prüfung besonderer Garantieleistungen lediglich Empfehlungen, keine Vorschriften heraus. Sie stellt als neutrale Stelle derartige Daten (z. B. Reisefluggeschwindigkeit) lediglich bei der Musterprüfung fest, zugleich als ein wichtiges Kriterium für die Überwachung der Güte. Solche Daten, wie z. B. maximale Horizontalgeschwindigkeit in bestimmter INA-Höhe, haben ihre besondere Bedeutung bei der Stück- und Nachprüfung.

Das Aufzählen dieser keineswegs umfassenden Themen aus nur dem einen Abschnitt der BVL hat seinen Zweck erreicht, wenn es dem weiten Kreis der Mitarbeiter in der Luftfahrtindustrie den Weg gekennzeichnet hat, den der Staat zur Gewährleistung der Sicherheit des Menschen im Verkehrsflugzeug geht.

So vielgestaltig der Flugzeugbau dem Leser auch erscheinen mag, er wolle sich bitte immer vergegenwärtigen, daß alle einzelnen Aufgaben und Arbeiten nur Glieder einer Kette sind, von deren Güte die Sicherheit von Mensch und Volksvermögen abhängt. Alle Glieder dieser Kette sind hintereinandergeschaltet. Sie hält nicht mehr, als ihr schwächstes Glied!

Jeder, der in unserer jungen Luftfahrtindustrie mitarbeiten darf, ist eins der Glieder - von jedem hängt es ab, ob und wie schnell das einzelne Gerät und schließlich das Luftfahrzeug das schlichte, sachliche und doch so schwer zu erringende Prädikat erhält:

„Luftfahrttauglich“

Kollegin, Kollege!

Was tust Du an Deinem Arbeitsplatz zur Sicherstellung der Luftfahrttauglichkeit Deines Verkehrsflugzeuges?

Flu 116

NEUE BÜCHER

Luftschrauben. Von G. L. Alexandrow. VEB Verlag Technik, Berlin, 1954, 445 Seiten, 322 Bilder, Zeichnungen und Formeln, DIN A 4, Preis DM 72,—.

Ausgehend von den Ergebnissen der Forschungstätigkeit des Begründers der Luftschraubentheorie, N. J. Sukowski, wird an Hand ausführlicher und weitgehender durch Formeln belegter Daten der Grund der gegenwärtigen Forschungsergebnisse behandelt und Erfahrungen aus der Produktionstechnik mitgeteilt. Probleme der Konstruktion, der Typenauswahl und der Feststellung auftretender Betriebsfehler werden besondere Betrachtungen gewidmet.

Flugzeug-Typen. Band I, Sport- und Reiseflugzeuge. Luftfahrt-Verlag Walter Zuerli, München 15, 1956, 110 Seiten, 69 Bilder, DIN A 6, Preis DM 3,—.

Das in Taschenbuchformat gehaltene Typenbuch enthält für den Sportflieger die wichtigsten Kenndaten einschl. Preisen von 50 Sport- und Reiseflugzeugen aus sieben Ländern. Die beschriebenen zehn deutschen Flugzeugmuster stammen größtenteils aus der Zeit vor 1945.

Grundlagen der Strahltriebwerke. Von H. W. Stühr. Verlag Richard Carl Schmidt & Co., Braunschweig, 1956, 65 Seiten, 22 Bilder, DIN A 5, Preis DM 4,80.

An Hand von Skizzen und einigen mathematischen Formeln werden in sehr anschaulicher Weise die zur Zeit gebräuchlichsten Triebwerke für Flugzeuge, ausgehend vom Kolbenflugmotor bis zum Atomtrieb, beschrieben. Die physikalischen Grundlagen, nach denen die neuen Triebwerke arbeiten, werden erklärt.

Deutsche Segelflugzeuge (einschl. Motorsegler und Muster der Bundesrepublik Österreich). Von Hubert Zuerli. Aero-Verlag Hubert Zuerli, München 15, 1954, 62 Seiten, 4 Bilder, DIN A 5, Preis 5,— DM.

An Hand von 69 Dreiseitenansichten, Flug- oder Bodenaufnahmen werden 43 Typen vom einfachen Schulgleiter bis zum Hochleistungs-Segelflugzeug in Form von Typenblättern beschrieben. Das vorliegende Heftchen gilt als übersichtlichste Darstellung deutscher Segelflugzeuge nach 1945.

Aerodynamik des Flugmodells. Von F. W. Schmitz. Carl Lange Verlag, Duisburg, 1956, 3. erg. Aufl., 160 Seiten, 62 Bilder, 5 Tafeln, Preis DM 13,—.

Ausgehend von einer allgemein verständlichen Darstellung der Strömungsvorgänge werden im besonderen zahlreiche Tragflügelmessungen und Messungen am Flugmodell bei Reynolds'schen Zahlen, wie sie im Modellflug vorkommen, behandelt. Die Untersuchungen führten zu ganz neuen Ergebnissen, die neben dem Modellbauer auch den Segelflieger und den Strömungsfachmann interessieren dürften. Die zwischen den Erfahrungstatsachen des Modellfluges und den Strömungsgesetzen des großen Flugzeuges bestehenden Gegensätze finden eine weitere Erklärung.

Herausgeber: Verwaltung der Luftfahrtindustrie. — Mit einer Herausgabe beauftragt: Das Institut für Lehrmittel und Literatur, Dresden-N. 2. Postschließfach 42.

Redaktionskollektiv: Obering. Besinger, Ing. Bonin, Dipl.-Ing. Buchner, Ing. Eberhard, Dipl.-Ing. Eitner, Dipl.-Ing. Everling, Dr. oec. Dipl.-phys. Geist, Obering. Griebisch, Ing. Hartlepp, Hauptbuchhalter Kellermann, Prof. Landmann, Ing. Lorenzen, Dr.-Ing. Maschek, Obering. Mindach, Berufsschulleiter Morgenstern, Ing. Prögscha, Justiziar Siegert, Redakteur Trautner.

Verantwortlicher Redakteur: Dipl.-Ing. Helmut Schneider. — Alle Rechte an den Aufsätzen, Übersetzungen und Bildern behält sich das Institut vor. Auszüge nur mit Quellenangabe zulässig.

Die „Deutsche Flugtechnik“ erscheint monatlich und ist im Halbjahresabonnement zum Preise von DM 3,— (Halbpreis DM 0,50) über die technischen Abteilungen der Betriebe zu erhalten. — Abbestellungen müssen spätestens drei Monate vor Ablauf des Halbjahres eingehen. Nachbestellungen können jederzeit aufgegeben werden. Liefermöglichkeit vorbehalten. — Satz und Druck übernimmt im Auftrage des Verlages Technik, Berlin C 2, Oranienburger Str. 13 — 14, VEB Druckerei der Werktätigen in Halle (Saale). Genehmigt Min. f. Kultur, H. V. Verlagswesen, Lizenz-Nr. 4210.

